
Großflugzeuge
von
Günther Bock

Das Umschlagbild zeigt das Junkers-Großflugzeug G 38 und seine Innen-Einrichtung.

Roderich Wöllner
Dessau



Das Junkers-Großflugzeug G 38 im Kurvenflug.

Großflugzeuge

Von

Dipl.-Ing. Günther Bock

Mit 6 Abbildungen im Text
und 47 Abbildungen auf 41 Tafeln



Göttingen · Vandenhoeck & Ruprecht · 1931

Aus Naturwissenschaft und Technik
Heft 3

Druck und Einband von Hubert & Co. G. m. b. H., Göttingen

Vorwort.

Die Fortschritte der Technik bringen wie auf jedem Gebiet, so auch im Flugzeugbau, eine dauernde Verschiebung der Begriffe und der Wertungen mit sich. Dies gilt auch für die Bedeutung des Wortes „Großflugzeug“. Noch vor wenigen Jahren wurde fast jedes mehrmotorige Flugzeug als Großflugzeug bezeichnet, auch wenn sein Fluggewicht nach den heutigen Anschauungen nicht das einer Verkehrsmaschine mittlerer Größe überschritt.

In dem vorliegenden Büchlein werden nur solche Flugzeuge betrachtet, deren Fluggewicht mehr als 10 t beträgt. Aber auch bei dieser Einschränkung würde eine erschöpfende Behandlung aller Flugzeuge, die in dieser Größe gebaut wurden, weit über den Rahmen dieses Büchleins hinausführen. Die hier erwähnten Flugzeuge sind daher nur als Beispiele aufzufassen. Bei dieser Auswahl wurden solche Flugzeugmuster bevorzugt, die durch ihre Bauweise oder durch ihre Größe besondere Aufmerksamkeit verdienen. Konstruktionen, die heute nur im Entwurf vorhanden sind, wurden ebenfalls nicht herangezogen.

Dessau, den 3. April 1931.

G. Bock.

Inhaltsverzeichnis.

Abkürzungen.

m^2 = Quadratmeter.
km/h = Kilometer pro Stunde.
m/s = Meter pro Stunde.
tkm = Tonnenkilometer.
M/tkm = Mark pro Tonnenkilometer
at = Atmosphären.

I. Aufgaben des Großflugzeugbaus.

Zwei Eigenschaften sind es vor allem, die das Flugzeug aus der Zahl der übrigen Verkehrsmittel herausheben: seine Fähigkeit, sich frei im Luftraum zu bewegen, und seine hohe Geschwindigkeit, die es große Strecken in kurzem Zeitraum zurücklegen läßt. Aus dieser Eigenart des Flugzeugs heraus ergeben sich die Aufgaben des heutigen Luftverkehrs.

Das Flugzeug als Verkehrsmittel ist heute vor allem dort am Platze, wo Wirtschaftszentren von Ländern und Gebieten, die schwach besiedelt und deren Bodenverkehrsmittel mangelhaft entwickelt sind, dem internationalen Verkehr erschlossen oder über solche Gebiete hinweg Brücken von einem Kultur- und Wirtschaftsstaat zum andern geschlagen werden sollen. Die Einrichtung von Eisenbahnen und anderen hochwertigen Verkehrsstraßen ist hier oft unwirtschaftlich, weil diese Verkehrsmittel eine größere Verkehrsdichte erfordern als das Flugzeug. Dies trifft besonders für Gegenden zu, in denen geographische Hindernisse zu überwinden sind, die in Gebirgen, Urwald oder Sümpfen bestehen können. Das Flugzeug tritt hier meist mit den primitivsten, jahrtausende alten Verkehrsmitteln wie Karawanen, Trägerkolonnen u. ä. in Wettbewerb und ist diesen infolge seiner unendlich viel größeren Beweglichkeit, Ungebundenheit und auch Zuverlässigkeit weit überlegen.

Schwieriger liegen die Verhältnisse in den Ländern und Meeren, in denen das Flugzeug neben die schon vorhandenen, hochentwickelten und langerprobten Verkehrsmittel tritt. Hier ist der ausschlaggebende Gesichtspunkt für den wirtschaftlichen Luftverkehr nur der Zeitgewinn, der in der schnelleren Beförderung von Personen und vor allem von Gütern und Post zum Ausdruck kommt. Von dessen Bewertung hängt der Mehrpreis ab, der gegenüber den anderen Verkehrsmitteln gefordert werden kann. Ein wirklich aussichtsreicher, wirtschaftlich lohnender Luftverkehr ist also in diesen Gebieten an bestimmte Voraussetzungen gebunden. Er wird vor allem für solche Strecken in Betracht kommen, bei denen gegenüber der reinen Beförderungszeit alle Zusatzzeiten zurücktreten, die durch An- und Abfahrt zum Flugplatz, durch Zwischenlandungen zur Betriebsstoffaufnahme, Zollabfertigung usw. verbraucht werden. Dies trifft im allgemeinen nur für die großen internationalen Verkehrslinien und für den Überseeverkehr zu.

Aus diesen Erwägungen geht hervor, daß die Ausbreitung des Luftverkehrs in den Ländern mit ausgedehnten erdgebundenen Verkehrsmitteln von einer Vergrößerung der Wirtschaftlichkeit, möglichst unter gleichzeitiger Steigerung der Fluggeschwindigkeit, sowie von einer Verbesserung der Sicherheit und der Regelmäßigkeit abhängig ist. Die Wirtschaftlichkeit wird wesentlich durch die unmittelbaren Beförderungskosten beeinflußt, die in den Aufwendungen für den Betriebsstoff und für das fliegende Personal bestehen. Daneben spielt außer dem Anschaffungspreis die Ausnutzungsfähigkeit des Flugzeugparkes eine große Rolle, die durch Erhöhung der Fluggeschwindigkeit, sowie durch Senkung der Reparatur- und Überholungszeiten gehoben werden kann. Hierzu treten noch die Aufwendungen für den Verwaltungsapparat und die Bodenorganisation, wie Anlage und Instandhaltung der Flugplätze, Nachtbefeuerung der Strecken usw. Die absolute Höhe dieser letztgenannten Kosten ist zum großen Teil von der Zahl und Größe der im Streckendienst eingesetzten Flugzeuge unabhängig. Daher sinkt ihr Anteil an den gesamten Beförderungskosten, wenn die Benutzung des Flugzeuges durch das Publikum zunimmt. Um dies zu erreichen, muß das Vertrauen zu dem neuen Verkehrsmittel gestärkt werden, was durch Erhöhung der Regelmäßigkeit und Sicherheit der Flugverbindungen geschehen kann. Diese beiden Faktoren wirken daher mittelbar auf die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs zurück.

Um zu erkennen, wie die mitzunehmende Brennstoffmenge mit der Größe der Nutzlast, die über eine bestimmte Strecke befördert werden soll, zusammenhängt, wollen wir einen kurzen Blick auf den Energieumsatz im Flugzeug werfen.

Die potentielle Energie des Brennstoffes wird durch Verbrennung im Motor in kinetische Energie umgewandelt. Diese wird vom Motor an die Luftschraube abgegeben, die bei ihrer Drehung eine bestimmte Luftmenge erfaßt und nach rückwärts beschleunigt. Hierdurch wird ein Vortrieb erzeugt, der zur Überwindung des Luftwiderstandes des Flugzeuges dient. Der Luftwiderstand des Flugzeuges besteht aus dem Widerstand der Tragflächen, des Rumpfes, der Motorgondeln — sofern die Motore nicht dem freien Luftstrom entzogen sind —, der Kühler, des Fahrgestells, des Leitwerkes usw. Der Widerstand der Tragfläche ist zum großen Teil durch ihre Aufgabe, den notwendigen Auftrieb zu erzeugen, bedingt. Er kann durch Größe, Formgebung und Profilauswahl des Flügels beeinflußt werden. Für die aerodynamische Güte eines Flugzeuges von besonderer Bedeutung ist jedoch die Ausbildung der Teile des Flugzeuges, die nicht zum Auftrieb beitragen und sogar oft den Tragflächenauftrieb empfindlich stören. Ihr Luftwiderstand wird als schädlicher Widerstand bezeichnet. Schon beim Gesamtentwurf des Flugzeuges muß vom Konstrukteur angestrebt werden, alle schädlichen Widerstände auf ein Mindestmaß zu beschränken und möglichst günstige, störungsfreie Auftriebsverhältnisse zu schaffen.

Der von der Tragfläche erzeugte Auftrieb muß das Gewicht des Flugzeugs tragen. Nun beträgt bei den heutigen Typen das Gewicht des leeren Flugzeuges einschließlich der Motoren meist schon die Hälfte des zulässigen Fluggewichtes. Zu dem Leergewicht des Flugzeuges tritt noch das Gewicht der Besatzung und der Ausrüstung, wie Navigationsinstrumente, Funkgeräte, elektrische Anlage, Werkzeuge, Ersatzteile u. ä. Der Überschuß an Freigewicht steht dann für die zahlende Nutzlast, den Brennstoff und die übrigen Betriebsmittel zur Verfügung; er beträgt bei modernen Flugzeugen noch 30—40% des gesamten Fluggewichtes. Je nach dem Verwendungszweck des Flugzeuges und der Länge der zu befliegenden Strecke werden die mitzunehmenden Brennstoffmengen verschieden groß sein, woraus sich zwangsläufig die Menge der beförderbaren Nutzlast ergibt.

Bei jeder Energie-Umwandlung, wie auch bei der hier betrachteten, sind Verluste unvermeidlich. Eine Möglichkeit, beim Flugzeug diese Verluste gering zu halten, liegt in der Entwicklung zum Großflugzeug. Durch folgende Vorteile ist es den Flugzeugen kleiner und mittlerer Größe überlegen:

1. Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften durch Verringerung der schädlichen Widerstände.

2. Steigerung des Luftschraubenwirkungsgrades durch zweckmäßigere Lage der Luftschraube zu den übrigen Teilen des Flugzeuges.

3. Zweckmäßigere Verteilung der Lasten über die Flügelspannweite und dadurch Verringerung des Baugewichtes.

4. Herabsetzung des Gewichtsanteils, der für die Besatzung, Ausrüstung und Instrumentierung vorzusehen ist, und damit prozentuale Erhöhung der zahlenden Nutzlast.

Neben diesen Maßnahmen, die sich unmittelbar auf die Wirtschaftlichkeit des Flugzeuges auswirken, sind beim Großflugzeug eine Reihe von Möglichkeiten vorhanden, die für eine Steigerung der Sicherheit und der Regelmäßigkeit des Luftverkehrs ausgenutzt werden können. Sie zeigen sich an folgenden Punkten:

1. Aufteilung der Führung des Flugzeuges auf mehrere Personen (Flugzeugführer, Orter, Funker, Bordwart).

2. Zugänglichkeit und Wartbarkeit der Triebwerksanlage im Fluge.

Hierzu tritt bei See-Großflugzeugen noch der Vorteil, daß die Seefähigkeit nach den heutigen Anschauungen mit der Vergrößerung der Flugzeuge und auch der Schwimmkörper (Boot oder Schwimmer) wächst.

Wieweit beim Großflugzeug die aerodynamischen Eigenschaften durch Verminderung der schädlichen Widerstände verbessert werden können, zeigt ein Blick auf Abb. 1. Dort sind drei verschiedene Flugzeugtypen, die von der Junkers

Flugzeugwerk A.-G. im Verlauf der letzten 10 Jahre entwickelt wurden, in Vorderansicht gezeichnet.

Die Gegenüberstellung zeigt die F 13, das bekannte einmotorige, sechssitzige Verkehrsflugzeug, das seit dem Jahre 1919 gebaut wird, aber auch heute noch bei ständiger Anpassung an neue Erfordernisse des Luftverkehrs seinen vollen Verkehrswert hat; dann die G 24, ein dreimotoriges elfsitziges Verkehrsflugzeug, das 1923 entworfen wurde und heute im Inland und Ausland an vielen Stellen im Luftverkehr fliegt; als Großflugzeug im heutigen

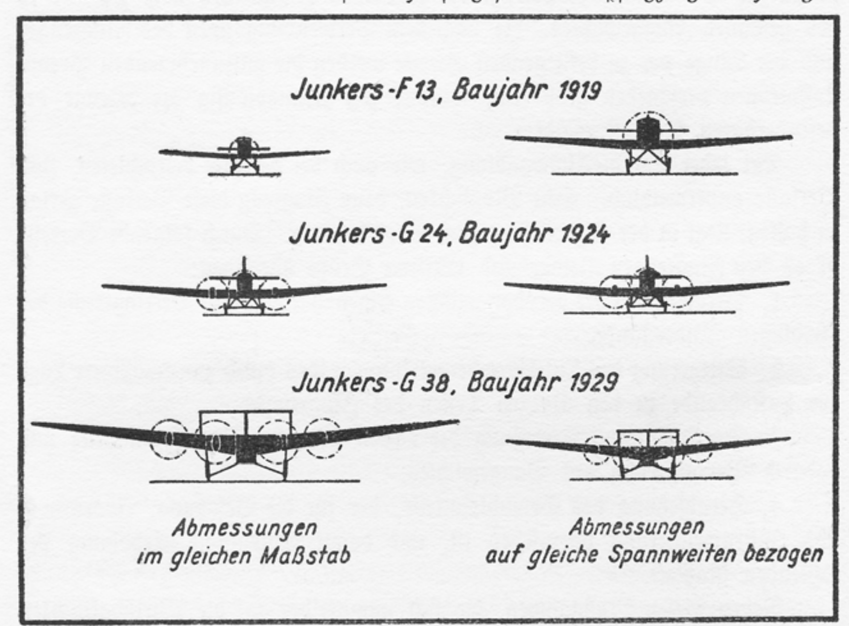


Abb. 1.
Verringerung des schädlichen Luftwiderstandes bei Großflugzeugen.

Sinne kann aber erst die G 38 bezeichnet werden, die im Jahre 1929 ihre ersten Flüge ausführte und die in der Hauptsache als kombiniertes Passagier- und Frachtflugzeug gedacht ist.

Auf der linken Seite der Abbildung sind diese Flugzeuge im gleichem Maßstabe übereinander gezeichnet, so daß die Größenverhältnisse deutlich zu sehen sind. Auf der rechten Seite wurden die Maßstäbe so gewählt, daß die Flugzeuge scheinbar gleiche Spannweiten haben. Man erkennt aus der Zusammenstellung deutlich, daß im Laufe der Entwicklung alle Bauteile, die den schädlichen Luftwiderstand ergeben, wie Rumpf, Motorvorbauten, Fahrgestell, gegenüber dem Flügel zurücktreten und der Luftschraubenschub in steigendem Maße nur den Widerstand der Tragfläche zu überwinden hat. Diese kon-

struktive Lösung wurde dadurch möglich, daß die Nutzlast, der Brennstoff und die Motore fast völlig in das Tragflächeninnere verlegt wurden. Der Rumpf schrumpfte so zu einem Leitwerksträger zusammen und an die Stelle der Motorvorbauten traten stromlinienförmige Röhren, die an ihrer Spitze die Luftschrauben tragen.

Der Einbau der Motore in die Tragfläche gibt in Verbindung mit der Anwendung einer Energiefernleitung die Möglichkeit, die Luftschrauben so anzuordnen, daß der Gesamtwirkungsgrad der Triebwerksanlage möglichst hoch

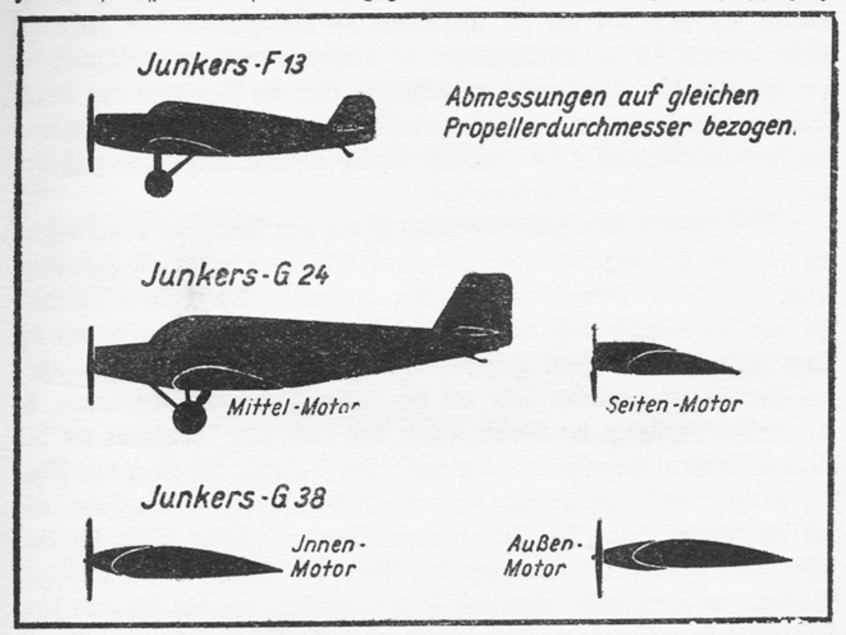


Abb. 2.
Verringerung der Widerstandsflächen im Propellerstrahl bei Großflugzeugen.

wird. Hierzu ist anzustreben, daß die von den Luftschrauben erfaßte und beschleunigte Luftmenge möglichst frei und ungehindert abströmen kann. Alle im Schraubenstrahl liegenden Bauteile sind daher mit besonderer Sorgfalt so zu gestalten, daß ihr Luftwiderstand gering wird. Beim Großflugzeug läßt sich, wie Abb. 2 zeigt, diese Forderung gut erfüllen. Für die gleichen drei Flugzeugmuster, die oben betrachtet wurden, ist dort ein Querschnitt durch die im Schraubenstrahl liegenden Bauteile gezeichnet. Die Maßstäbe wurden so gewählt, daß die Schraubendurchmesser gleich erscheinen.

Bei dem einmotorigen Flugzeug F 13 liegt der gesamte Rumpf im Schraubenstrahl und beeinträchtigt den Wirkungsgrad der Luftschraube. Ähnlich liegen die Verhältnisse bei der mittleren Luftschraube der G 24, hinter der sich

ein entsprechend der Größe des Flugzeuges umfangreicher Rumpf befindet, während die seitlichen Luftschrauben unter wesentlich günstigeren Bedingungen arbeiten. Bei der G 38 sind die Motore im Flügelprofil untergebracht und die Luftschrauben weit vor die Tragfläche in den freien Luftraum verlegt worden. Dadurch sinken sowohl bei den Innen- als auch bei den Außenluftschrauben die schädlichen Widerstände im Schraubenstrahl auf ein Mindestmaß. Selbstverständlich gibt es bei Großflugzeugen noch eine Anzahl anderer Lösungen, die eine Verbesserung des Wirkungsgrades der Triebwerksanlage bewirken. Es seien hier nur die Anordnung der Luftschrauben über der Tragfläche genannt, die bei Seeflugzeugen oft bevorzugt wird, um gleichzeitig die Luftschrauben dem Spritzwasser zu entziehen, oder die Benutzung von Druckschrauben, die hinter der Tragfläche arbeiten und bei denen durch Ausnutzung des Reibungsnachstromes der Tragfläche ähnlich günstige Verhältnisse geschaffen werden wie bei den Schiffspropellern.

Wie steht es nun beim Großflugzeug mit dem Anteil des Leergewichtes am zulässigen Gesamtgewicht des Flugzeuges? Hier liegen prinzipielle Schwierigkeiten vor, deren Überwindung besondere konstruktive Maßnahmen erfordert. Es läßt sich nämlich leicht nachweisen, daß bei ähnlicher Vergrößerung um einen Faktor n unter sonst gleichen Verhältnissen (Landegeschwindigkeit usw.) das Gewicht der tragenden Teile mit der dritten Potenz von n zunimmt, da aus Festigkeitsgründen die Länge, Breite und Dicke aller Bauglieder um den gleichen Faktor n vergrößert werden muß. Der Auftrieb, der gleich dem Fluggewicht ist, wächst dagegen nur proportional der Größe der Tragfläche, also mit der zweiten Potenz des Vergrößerungsfaktors n. Daher würde bei ähnlicher Vergrößerung der Flugzeuge der Anteil des Gewichtes der tragenden Bauteile am Fluggewicht allmählich so groß werden, daß das Flugzeug keine Nutzlast mehr tragen kann. Zur Umgehung dieser Schwierigkeit verteilt man mit zunehmender Größe der Flugzeuge die Lasten wie Motoren, Brennstoff, Passagiere, Fracht in immer stärkerem Maße über die Spannweite des Flügels. Hierdurch wird angestrebt, daß möglichst für jeden Teil der Tragfläche der Auftrieb, der durch die Luftkräfte hervorgerufen wird, und die Gewichte der Konstruktion und der Lasten, die auf diesen Teil der Tragfläche entfallen, sich im Gleichgewicht halten. Die im Tragwerk auftretenden Kräfte und Biegungsmomente werden durch diese Maßnahme wirksam verringert und das Gewicht der tragenden Bauteile herabgesetzt. Aus der in Abb. 3 gegebenen Zusammenstellung ist dies deutlich zu ersehen. Es ist dort für die drei oben betrachteten Flugzeuge die Lastverteilung über der Spannweite angegeben, und zwar wurden die Maße so gewählt, daß sowohl die Spannweiten als auch die Fluggewichte gleich groß erscheinen. Von der Nullinie nach oben sind die Auftriebskräfte,

von der Nullinie nach unten die Gewichte der Konstruktion und der Lasten, beide bezogen auf die Längeneinheit der Spannweite, dargestellt. Die Biegungsmomente, die sich aus diesen Auftriebs- und Lastverteilungen ergeben, sind aus der darunter gezeichneten Kurve ersichtlich. Aus dem Vergleich der Biegungsmomentenkurven erkennt man, daß das größte auf Grund dieser Annahmen errechnete Biegungsmoment infolge der günstigeren Lastverteilung bei der G 24 nur 85 %, bei der G 38 nur 65 % des bei der F 13 vorhandenen beträgt. Dieser Maßnahme ist es in der Hauptsache zuzuschreiben, daß bei den heutigen

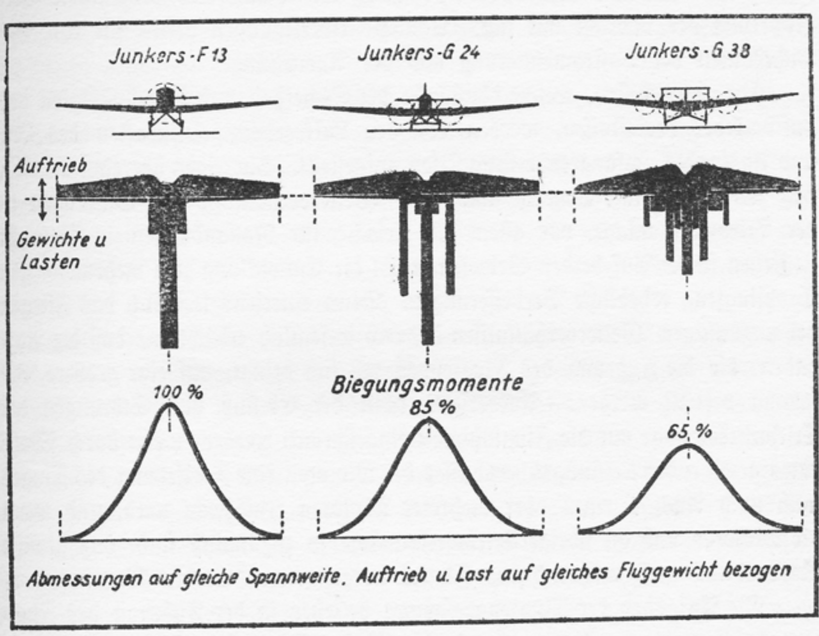


Abb. 3.
Verringerung der Biegungsmomente durch günstigere Lastverteilung bei Großflugzeugen.

Großflugzeugen das Leergewicht relativ zum Gesamtgewicht des Flugzeuges nicht größer oder sogar noch geringer geworden ist als bei den Verkehrsflugzeugen kleiner oder mittlerer Größe.

Wir haben bisher die Faktoren behandelt, die einen unmittelbaren Einfluß auf die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs haben. Jetzt wollen wir uns der Betrachtung der Maßnahmen zuwenden, die vor allem die Erhöhung der Sicherheit und Regelmäßigkeit des Luftverkehrs bezwecken. Eine scharfe Trennung dieser beiden Gesichtspunkte ist allerdings nicht möglich, da die Erhöhung der Sicherheit meist durch ein Mehrgewicht erkauft wird. Besonders deutlich ist das zu erkennen, wenn man den Anteil des Gewichtes der Besatzung am Gesamtgewicht des Flugzeuges verfolgt. Denn die sichere Durch-

führung langer Streckenflüge verlangt eine bestimmte Mindestzahl von Besatzungsmitgliedern, die annähernd unabhängig von der Größe des Flugzeuges ist und deren Gewicht also im Verhältnis zum Gesamtgewicht des Flugzeuges mit steigender Vergrößerung abnimmt. Gewisse Flugaufgaben wie Nachtluftverkehr, Blindflug (Flug in Wolken oder Nebel) u. ä. werden daher nur bei Einsatz großer Verkehrsflugzeuge sicher und zugleich wirtschaftlich durchführbar, da sonst infolge der vergrößerten Besatzung die zahlende Nutzlast unzulässig verkleinert würde. Die Entwicklung zum Großflugzeug bringt also eine Herabsetzung des Gewichtsanteiles der Besatzung und damit eine prozentuale Vergrößerung der Nutzlast mit sich. Ähnliche Überlegungen gelten für den Gewichtsanteil der Instrumentierung und der Ausrüstung.

Um festzustellen, welche Umstände die Sicherheit und Regelmäßigkeit des Luftverkehrs beeinflussen, werden von den Luftverkehrsgesellschaften des In- und Auslandes umfangreiche Statistiken aufgestellt. Sie zeigen übereinstimmend, daß zwei Umstände, nämlich ungünstige Wetterverhältnisse und Störungen in der Triebwerksanlage, vor allem als Ursache für Notlandungen in Betracht zu ziehen sind. Auf beiden Gebieten ergibt die Entwicklung zum mehrmotorigen Großflugzeug erhebliche Verbesserungen. Denn einerseits läßt sich das Fliegen bei ungünstigen Wetterverhältnissen dadurch wesentlich erleichtern, daß die Aufgaben, die die Führung des Flugzeuges mit sich bringt, auf eine größere Besatzung verteilt werden. Andrerseits kann der Einfluß von Störungen der Triebwerksanlage auf die Flugfähigkeit eingeschränkt werden, wenn durch Wahl eines genügenden Leistungsüberschusses der Motoren eine Fortsetzung des Fluges auch nach Ausfall eines oder mehrerer Motoren ermöglicht wird, und wenn die Motoren und die übrige Triebwerksanlage so zugänglich sind, daß gewisse Reparaturen auch während des Fluges vorgenommen werden können.

Die Aufgaben der Flugzeugbesatzung bestehen in der Führung des Flugzeuges im engeren Sinne, womit die Beherrschung der Flugbewegung im dreidimensionalen Raum gemeint ist, sowie in der Navigation, in der Überwachung der Triebwerksanlage und dem Nachrichtenaustausch mit Flughäfen und Wetterstationen. Bei kleinen Flugzeugen übernimmt heute der Pilot meist neben der Führung des Flugzeuges auch die Navigation und die Überwachung der Triebwerksanlage. Die Navigation besteht dann meist nur darin, daß er die überflogene Gegend mit der Karte vergleicht und so feststellt, ob der vorgesehene Kurs eingehalten wird oder wie er zu korrigieren ist. Diese Häufung der Aufgaben auf eine Person bringt es mit sich, daß derartige Flüge nur bei einigermaßen sichtigem Wetter und am Tage mit Sicherheit durchführbar sind. Bereits bei mittleren Verkehrsflugzeugen bekommt daher der Flugzeugführer meist einen Bordwart zur Unterstützung, der während des

Fluges die Triebwerksanlage überwacht und ihm bei der Navigation behilflich ist. In manchen Fällen übernimmt der Bordwart auch noch die Bedienung eines etwa vorhandenen Funkgeräts, doch tritt mitunter bei Flugzeugen, die mit Funkgerät ausgerüstet sind, als drittes Mitglied ein Funker hinzu. Seine Aufgabe ist es, Wetternachrichten einzuholen, an den Bestimmungshafen des Flugzeuges Mitteilungen über den augenblicklichen Standort zu senden u. ä. Außerdem kann er durch Vornahme von Funkpeilungen die Stellung des Flugzeuges gegenüber anderen, auf der Erde befindlichen Sende- oder Empfangsstationen feststellen und so die Navigierung des Flugzeuges wesentlich erleichtern. Diese Methode gewinnt beim Fliegen in unsichtigem Wetter und bei Nacht besondere Bedeutung.

Bei großen Fernflügen, wie auch im Transozeanverkehr, stellt jedoch die Navigation derartige Anforderungen an den Einzelnen, daß dazu ein besonderes Mitglied der Besatzung, der Orter, erforderlich ist. Außer der Auswertung der Funkpeilungen übernimmt er die Bestimmung der Abtrift und des Kompaßkurses, die Standortbestimmung auf Grund der Beobachtung der Himmelskörper und alle übrigen Aufgaben der Navigation. Der Orter kann daneben als zweiter Pilot vorgesehen sein.

Aus diesen Überlegungen geht hervor, daß für die gesicherte Durchführung von Fernflügen eine mehrköpfige Besatzung notwendig ist. Wie wir bereits oben gesehen haben, würde bei mittleren Verkehrsflugzeugen, die etwa sechs bis acht Personen tragen, eine Besatzung dieses Umfanges die Nutzlast unzulässig verkleinern. Das Problem des wirtschaftlichen und sicheren Fernfluges drängt daher auch aus diesem Grunde zum Großflugzeug.

Nach den Angaben der Statistik stehen an zweiter Stelle in der Reihe der Ursachen, die die Regelmäßigkeit des Luftverkehrs in Frage stellen, die Störungen in der Triebwerksanlage. Ein einmotoriges Flugzeug ist bei Aussetzen des Motors gezwungen, sofort notzulanden. Bei mehrmotorigen Flugzeugen ist zwar die Wahrscheinlichkeit, daß ein Motor ausfällt, größer als bei einmotorigen; andrerseits besitzt ein modernes mehrmotoriges Flugzeug soviel Leistungsüberschuß, daß es auch bei Ausfall eines oder sogar mehrerer Motoren seinen Flug zum mindesten bis zum nächsten Flughafen fortsetzen kann, von wo Passagiere und Fracht von einem anderen Flugzeug übernommen und weiterbefördert werden können, falls der Schaden nicht sofort zu beheben ist. Wie die Statistik des Luftverkehrs bestätigt, ist daher die Zahl der Notlandungen in unvorbereitetem Gelände, die in erster Linie eine Gefahr für die Insassen mit sich bringen, bei derartigen Flugzeugen gegenüber einmotorigen Maschinen wesentlich geringer. Dieser Unterschied wird noch wachsen, wenn die Triebwerksanlage im Fluge zugänglich ist. Hierzu sind aber die Ab-

messungen des Flügels so zu vergrößern, daß durch ihn ein Zugang zu den seitlichen Motoren und zu den im Flügel gelegenen Tankräumen möglich ist. Kleine Schäden, wie z. B. das Leckwerden von Brennstoff- oder Kühlwasserleitungen, Störungen in der Zündanlage u. ä. können dann rechtzeitig erkannt und beseitigt werden, bevor sie zur Stillegung eines Teiles der Triebwerksanlage führen. Aber auch wichtige Motorteile, wie Wasserpumpe, Ölpumpe, Teile der Steuerung usw. lassen sich bei genügend großen Flugzeugen und bei geeignetem Einbau der Motore im Fluge auswechseln, so daß nur mit einem zeitweiligen Ausfall des betreffenden Motors zu rechnen ist. Die Zahl der Störungen, die zum völligen Ausfall eines Motors führen, wird hierdurch bei Großflugzeugen außerordentlich herabgesetzt, und eine Betriebssicherheit der Maschinenanlage erreicht, wie sie für die gesicherte Durchführung von Langstreckenflügen notwendig ist.

Während des eigentlichen Fluges bewegt sich das Flugzeug frei im Luftraum, bei Start und Landung kommt es jedoch mit dem Erdboden oder mit der Wasseroberfläche in Berührung. Auch für diese Vorgänge ist die Entwicklung zum Großflugzeug von Einfluß. Bei Land-Großflugzeugen treten die kleinen Bodenerhebungen und Furchen, die jeder Flugplatz besitzt, gegenüber dem Durchmesser der Räder und dem Federweg des Fahrgestells, die mit der Größe der Flugzeuge wachsen, zurück. Dadurch verkleinern sich relativ die Kräfte, die bei Rollen auf unebenem Gelände auf das Flugzeug übertragen werden. Von besonderer Bedeutung für die bei Start und Landung auftretenden Beanspruchungen ist jedoch die Größe der Abmessungen beim Seeflugzeug. Je größer die Schwimmkörper, die aus einem oder mehreren Booten oder Schwimmern bestehen, relativ zur Höhe und Länge der Wellen sind, um so geringer ist die Gefahr, daß das Flugzeug beim Starten oder Landen von Wellenkamm zu Wellenkamm springt und hohe Beanspruchungen entstehen. Die Vergrößerung der Abmessungen erschwert weiterhin beim Rollen im Seegang das Unterschneiden der Schwimmkörper, wodurch das Flugzeug leicht über Kopf gehen oder kentern kann. Die Luftschrauben und die Leitwerke lassen sich ferner bei großen Flugzeugen bequem hoch über die Wasseroberfläche legen, so daß sie dem Spritzwasser völlig entzogen sind. Durch alle diese Maßnahmen wird eine Verbesserung der Seefähigkeit erstrebt.

Die im Großflugzeug zur Verfügung stehenden großen Räume gestatten eine bequeme Unterbringung der Nutzlast. Die Fluggasträume können so eingerichtet werden, daß auch lange Flüge für die Fluggäste unbeschwerlich sind, indem z. B. bei Tagflügen genügende Bewegungsmöglichkeit an Bord gegeben und für den Nachtluftverkehr eine Ausstattung mit Betten vorgesehen wird. Die Frachträume können mit großen Ladeluken versehen und so aus-

gebildet werden, daß auch die Beförderung sperriger Güter möglich ist. Durch diese Maßnahmen wächst die Anwendungsmöglichkeit des Flugzeuges als Transportmittel.

Die hier durchgeführten Überlegungen haben gezeigt, welche Gründe für die Entwicklung von Großflugzeugen sprechen. Die konstruktiven Wege, die bei der Lösung dieser Aufgabe zu beschreiten sind, werden beim Land- und beim Seeflugzeug verschieden sein. Von beiden Gattungen ist in Deutschland während der letzten Jahre ein typisches Flugzeugmuster erbaut und erprobt worden, das Junkers-Großflugzeug G 38 und das Dornier-Flugschiff Do. X. Im folgenden soll auf sie näher eingegangen werden. Auch im Ausland sind heute Ansätze einer Entwicklung zum Großflugzeugbau zu bemerken; sie sollen im letzten Abschnitt behandelt werden.

II. Das Junkers-Großflugzeug G 38.

Die wirtschaftliche und zuverlässige Beförderung großer Lasten über lange Strecken ist das Ziel des Luftverkehrs der Zukunft. Prof. Junkers hat dies Ziel und den Weg zu seiner Erreichung frühzeitig erkannt. Die Entwicklung

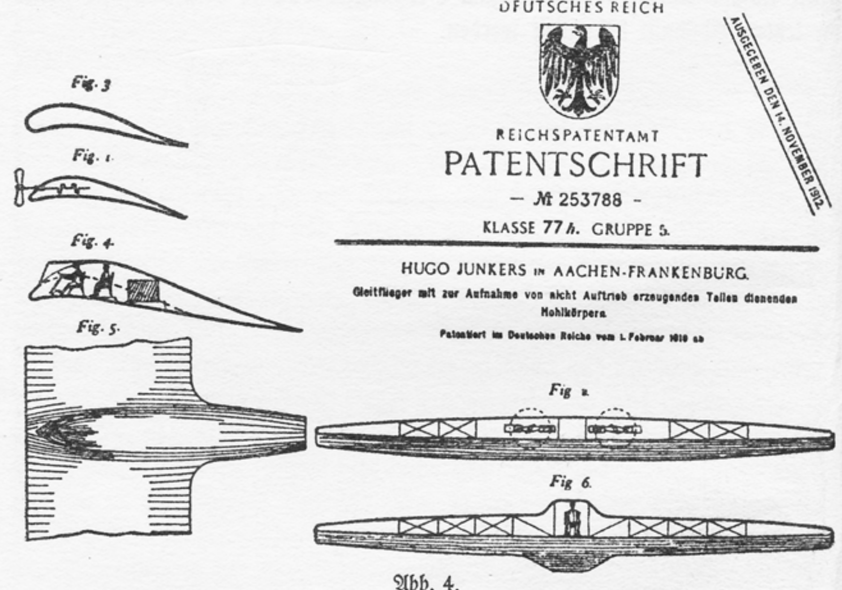


Abb. 4.
Aus der Patentschrift von Prof. Junkers über das „Nur-Flügel"-Flugzeug.

des Großflugzeuges war daher seit Aufnahme des Verkehrsflugzeugbaues bei Junkers der konstruktive Leitgedanke, wie die in Abb. 1—3 angestellten Vergleiche verschiedener Flugzeugmuster zeigen. Den Ausgang nahm diese Entwicklung von einem Flugzeugpatent, das Prof. Junkers im Jahre 1910 erteilt wurde. In der Patentschrift (Abb. 4) war bereits klar darauf hingewiesen, daß bei Vergrößerung der Flugzeuge sich die Möglichkeit bietet, durch Unterbringung der Motore, Personen und Lasten in das Flügelinnere die schädlichen Widerstände auf ein Mindestmaß zu verkleinern und günstige, störungsfreie Auftriebsverhältnisse zu schaffen. Wie Junkers diese Möglichkeit beim Entwurf des Großflugzeuges G 38 ausgenutzt hat, zeigt schon ein kurzer Blick auf die

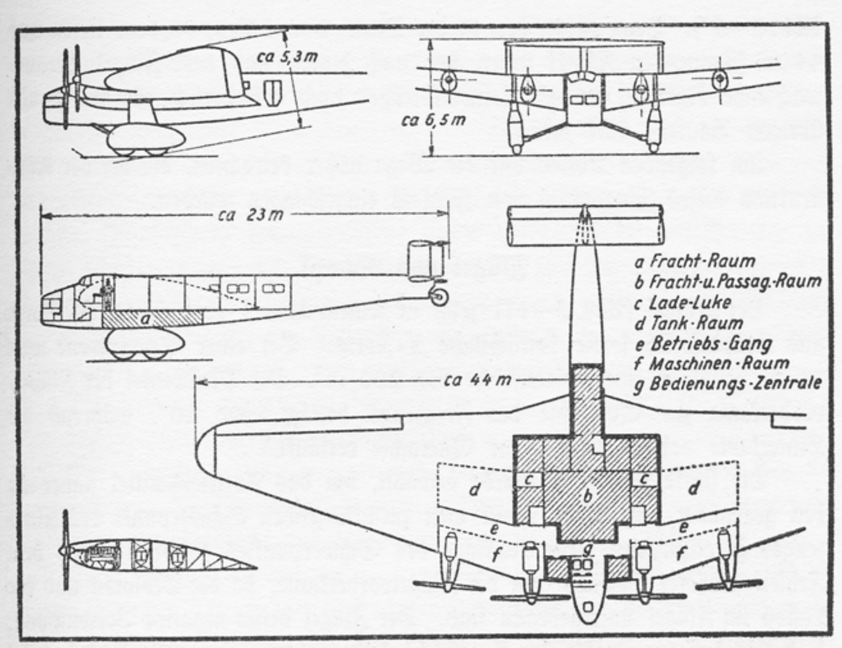


Abb. 5.
Junkers-Großflugzeug G 38, Übersichtsskizze.

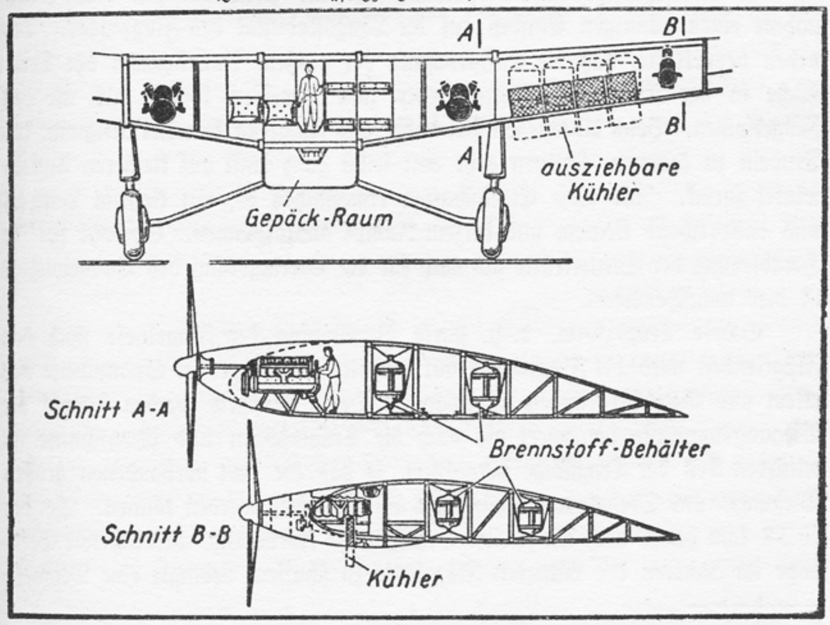


Abb. 6.
Flügelschnitte der Junkers G 38.

Abb. 5—9*). Denn neben dem in der Mitte 2 m dicken, 10,4 m tiefen und 44 m spannenden Flügel treten der nach hinten aus dem Flügel herauswachsende Rumpf, der als Leitwerksträger noch erforderlich ist, sowie alle übrigen Bauteile stark zurück.

Im folgenden wollen wir die Wege näher betrachten, die bei der Konstruktion dieses Flugzeuges von Junkers eingeschlagen wurden.

Flügel und Rumpf.

Der Flügel (Abb. 5—11) zeigt in seinem Umriß eine starke Pfeilform und Trapezform, sowie beträchtliche V-Form. Bei einer Spannweite von 44 m besitzt er eine Gesamtfläche von 290 m². Der Pfeilwinkel der Flügelvorderkante zur Querachse des Flugzeugs beträgt etwa 20°, während die Hinterkante nahezu parallel zur Querachse verläuft.

Die starke Pfeilform wurde gewählt, um das Auftriebsmittel näher an den gegenüber dem Mittelschnitt weit zurückliegenden Schwerpunkt des Flugzeuges heranzurücken. Die Rücklage des Schwerpunktes ergibt sich aus dem Fehlen größerer Gewichte vor der Flügelvorderkante, da die Motoren und die Lasten im Flügel untergebracht sind. Der Flügel besitzt negative Verwindung, d. h. die äußeren Profile der Tragfläche haben einen geringeren Anstellwinkel als das Mittelprofil. In Verbindung mit der Pfeilform hat diese Maßnahme einen günstigen Einfluß auf die Längsstabilität des Flugzeuges. Daneben bewirkt sie, daß die Luftströmung bei großem Anstellwinkel der Tragfläche in der Mitte des Flügels eher zum Abreißen kommt als an den Flügelspitzen. Beim Überziehen hat daher das Flugzeug keinerlei Neigung, ins Trudeln zu kommen, sondern geht von selbst ganz sanft auf kleineren Anstellwinkel zurück. Alle diese Eigenschaften ermöglichen es, mit kleinem Leitwerk und entsprechend kleinem und kurzem Rumpf auszukommen. Sowohl für die Herabsetzung der Steuerkräfte als auch für die Verringerung des Baugewichtes ist dies wünschenswert.

Starke Trapezform, d. h. starke Verjüngung der Flügeltiefe nach den Flügelenden wird bei Flugzeugen mit verhältnismäßig großer Spannweite vor allem aus Gewichtsgründen angewandt. Denn hierdurch werden sowohl die Biegungsmomente verringert als auch die Trägerhöhen und Querschnitte im mittleren Teil der Tragfläche vergrößert, so daß die dort vorhandenen großen Biegungs- und Drehmomente günstiger aufgenommen werden können. Bei der G 38 kam hierzu noch ein zweiter Grund. Die Forderung, ausreichende Stehhöhe im Inneren der mittleren Flügelteile zu schaffen, bedingte eine Mindest-

*) Abb. 7 s. Titelbild. Abb. 8ff. s. Tafelanhang.

profildicke von etwa 2 m in Flugzeugmitte. Eine Steigerung des Dickenverhältnisses*) über den Wert 1 : 5 ist nun mit erheblichen aerodynamischen Nachteilen verbunden; somit ergab sich die Flügeltiefe in der Mitte des Flugzeuges zu mindestens 2 × 5 = 10 m. Mit Rücksicht auf die gegebene Motorenleistung und den gesamten Bau- und Gewichtsaufwand, sowie auf das allgemeine Risiko sollte ferner die Größe des Flugzeuges nicht über ein gewisses Mindestmaß herauswachsen; damit war auch die wirtschaftlich zulässige Größenordnung der Tragfläche bestimmt. Aus der Mindestspannweite, die aerodynamische Überlegungen als wünschenswert erscheinen ließen, ergab sich dann zwangsläufig die Außentiefe des Flügels, die am äußersten Querruderlager 2,8 m beträgt. Das Verjüngungsverhältnis ist also 3,7 : 1.

Die V-Form beträgt, an der Flügelunterseite gemessen, im Mittel 8°. Sie gewährleistet eine gute Querstabilität.

Der Flügel ist aus Beförderungs- und Herstellungsgründen in der bei mehrmotorigen Junkers-Großflugzeugen bekannten Weise in das Mittelgerüst, die beiden Zwischenstücke und die beiden Außenflügel unterteilt.

An Stelle der bei den meisten Flugzeugen Junkersscher Bauart schräg im Raum liegenden Träger sind senkrechte Träger eingebaut, um im Gerüst große freie rechtwinklige Nutzräume zu schaffen (Abb. 6, 11 und 12). Die drei Hauptträger nehmen rund 90 v. H. der Biegungsmomente des Flügels auf, die leichtgehaltenen Hilfsträger dienen in der Hauptsache zur Aufnahme der örtlichen Luft- und Massenkräfte. Die Gurte für die Flügelträger sind wie bei den anderen Baumustern von Junkers aus Duraluminrohren hergestellt. Die Strebenverbände in den Trägern zur Weiterleitung der Querkraft sind als Rahmenstäbe oder Blechprofile ausgebildet. Haupt- und Hilfsträger sind miteinander durch mehrere in Flugrichtung liegende Querverbände verbunden. Die Wellblechdecke des Flügels nimmt die örtlichen Luftkräfte auf und dient als Hauptfestigkeitsverband zur Aufnahme der Verdrehungsbeanspruchungen des Flügels.

Das 2,02 m hohe Mittelgerüst enthält an der Vorderkante den Führerraum (Abb. 8 und 9), der nur wenig über das Profil des Flügels hervorragt. An den Führerraum schließt sich nach vorn ein windschnittiger Navigationsraum an. Nach hinten wächst aus dem Tragflächenprofil ein Rumpffortsatz heraus. Unterhalb des Navigationsraumes beginnend erstreckt sich unter der Tragfläche hindurch nach hinten der untere Frachtraum. Er soll bei Fahrgestellbrüchen als Pufferraum für die sehr festen und starren Flügelteile dienen, in denen die Fluggäste und Frachtstücke untergebracht sind und deren Form

*) Dickenverhältnis eines Profiles ist das Verhältnis der größten Profildicke zur Profiltiefe.

daher auch bei Bruchlandungen möglichst unverändert erhalten bleiben soll. Seine Aufgabe ist also eine ähnliche wie die der Schutzwagen bei der Eisenbahn im Falle eines Zusammenstoßes, wobei der Gepäckwagen häufig als Schutzwagen benutzt wird. Infolge seiner günstigen Lage bildet er neben dem Rumpf einen geräumigen und von außen gut zugänglichem Laderaum. Durch geeignete Ausbildung der in den Ebenen der Rumpfseitenwand liegenden querfesten Außenspante des Mittelgerüsts wurde ein freier Durchgang vom Mittelstück nach den seitlichen Räumen im Zwischenstück erzielt.

Die Zwischenstücke (Abb. 9), die mit dem Mittelstück und mit den Außenflügeln mittels Kugelverschraubungen verbunden sind, enthalten die äußeren Flügelkabinen, anschließend, durch ein feuersicheres Doppelschott abgetrennt, den inneren Flügel-Frachtraum. Im vorderen Teil der Zwischenstücke sind, ebenfalls durch ein feuersicheres Doppelschott abgetrennt, die Innenmotoren mit davorliegendem Luftschrauben-Wellenträger untergebracht (Abb. 13).

Im Vorderteil der Außenflügel sind die Kühlanlage und die Außenmotoren mit Luftschraubenlagerung angeordnet (Abb. 14 und 15). Dahinter führt von Außenmotor zu Außenmotor durch Zwischen- und Mittelstück hindurch der Hauptbedienungsgang für die Maschinisten. Hinter dem Hauptbedienungsgang liegt, durch ein feuersicheres Doppelschott abgetrennt, der Hauptraum für die Betriebsstoffbehälter mit zwei Behälterreihen und dazwischenliegendem Laufgang (Abb. 16). Zur Nachprüfung ist der ganze Flügel fast bis zum Außenende begehbar.

Der aus dem Flügel herauswachsende und sehr schlank verlaufende Rumpf (Abb. 8) enthält in dem unmittelbar an das Flügelmittelstück anschließenden Teil noch zwei geräumige Kabinen. Das dahinter mittels Kugelverschraubungen angeschlossene abnehmbare Rumpfende dient nur als Leitwerk- und Radspornträger. Es ist gleichfalls während des Fluges begehbar.

Leitwerk und Steuerung.

Das Höhenleitwerk (Abb. 17) ist als Doppeldecker mit zwei ungestaffelt übereinanderliegenden, nahezu gleich großen Flächen ausgebildet. Das Seitenleitwerk besteht aus einer verhältnismäßig kleinen festen Mittelflosse mit dahinterliegendem Ruder und zwei an den Enden der Höhenflossen gelagerten Balancerudern. Die Höhenruder, das mittlere Seitenruder und die Querruder sind als sogenannte Doppelflügelruder ausgebildet. Das Prinzip des Doppelflügels besteht in der Aneinanderreihung zweier Flügelprofile, von denen das erste die Tragfläche oder die Flosse bildet, das zweite als Ruder betätigt werden kann. Diese Anordnung bietet die Möglichkeit, hohe Auftriebsbeiwerte zu erreichen, da das Abreißen der Luftströmung bei großen Anstellwinkeln durch die

zwischen beiden Flügeln auftretende Düsenwirkung herausgeschoben wird, und hat außerdem den Vorteil geringer Steuerkräfte. Die auf Grund der Vorausberechnungen vorgesehene einfache und betriebssichere reine Hand- und Fußsteuerung hat sich daher als vollkommen ausreichend erwiesen, um auch dieses große Flugzeug in allen praktisch vorkommenden Fluglagen zu beherrschen. Die Steuerkräfte bewegen sich dabei in der Größenordnung derjenigen der bekannten Junkers-Verkehrsflugzeuge F 13 und G 24. Höhenruder und Querruder sind zur Sicherung gegen Schwingungen dynamisch ausgeglichen.

Der Anstellwinkel der Höhenflosse läßt sich auf jede gewünschte Trimmlage im Fluge vom Führersitz aus mit einem Handrad verstellen. Um bei Ausfall eines der Motoren das Drehmoment um die senkrechte Achse, das durch den einseitigen Luftschraubenzug entsteht, auszugleichen, ohne daß der Pilot auf der einen Seite dauernd in das Seitensteuer treten muß, ist ein besonderer Ausgleichsmechanismus vorgesehen. Durch ihn wird mit einer langen Feder die Nullstellung der Seitenruder verschoben. Er gestattet einen völligen Ausgleich des Drehmomentes und gibt darüber hinaus noch die Möglichkeit zu weiterem Seitenruderausschlag.

Das Gestänge der Steuerung läuft in Kugellagern und ist im Mittelgerüst zum besseren Schutze gegen Beschädigung in einen völlig verkleideten leicht zugänglichen Kanal verlegt.

Fahrwerk.

Bei dem Fahrgestell (Abb. 9 und 19) sind an Stelle der bisher üblichen Einzel- oder Doppelräder auf jeder Seite zwei hintereinander in einem Pendelrahmen gelagerte, um eine wagerechte Achse schwingende Räder eingebaut. Der schwingende Pendelrahmen ist durch ein hochhubiges Stufenfederbein mit Gummiabfederung senkrecht nach dem Flügelgerüst abgestützt und in der Wagerechten durch eine Lenkerstrebe nach dem Rumpf abgefangen. Bei dieser Anordnung des Fahrgestells werden die Stöße auf das Flugzeug beim Rollen im unebenen Gelände auf weniger als die Hälfte gegenüber dem normalen Einrad-Fahrgestell vermindert. Außerdem wird der Spurwiderstand und die Einsinkgefahr auf weichem Boden verringert. Eine aerodynamisch günstige Umkleidung des Fahrgestells, die durch diese Anordnung der Räder begünstigt wird, setzt den Luftwiderstand des Fahrgestells auf ein Minimum herab.

Der Radkörper der vier großen Räder mit Reifen zu 1500/350 mm und die Hauptträger des Pendelrahmens sind aus Elektronguß hergestellt. Die vier Räder sind mit Luftdruck-Innenbackenbremsen ausgerüstet, die von den Junkerswerken zusammen mit der Firma Knorrbremse A.-G., Berlin, ent-

wickelt wurden. Jedes der vier Räder wird durch einen Bremszylinder gebremst. Der höchste Betriebsdruck beträgt rund 6 at. Durch ein Sonderventil kann jedoch die Bremswirkung während des Bremsvorganges beliebig und stetig geändert werden.

Zur gemeinsamen gleichmäßigen Betätigung sämtlicher Bremsen dient der eine Hauptsammelgashebel im Führerraum, der durch Zurückziehen über die Leerlaufstellung der Gashebel die Bremsventile öffnet. Durch Austreten der Seitensteuerpedale über einen Normalsteuerbereich hinaus werden über ein Differential die beiden Bremsventile verschieden stark betätigt, so daß hierdurch eine einseitige Bremswirkung zum Steuern des Flugzeuges auf dem Boden erzielt wird. Diese Bremsen sind so reichlich bemessen, daß sie auch zum Abbremsen der Motoren auf dem Stand ohne Bremsklötze bequem ausreichen.

Der bisher übliche Schleifsporn am Rumpfende ist bei dem Baumuster G 38 durch einen Radsporn aus Elektronguß ersetzt; das Lager des Spornrades sitzt in einer Gabel aus Elektronguß, die um ein Kreuzgelenk schwenkbar und in senkrechter und wagerechter Richtung abgefedert ist. Das Spornrad vermindert die Bodenreibung beim Start erheblich und führt nicht zu dem beim Schleifsporn gefürchteten Beschädigungen des Flugplatzes.

Triebwerkanlage.

Die Triebwerkanlage besteht aus zwei Junkers-Motoren, Baumuster L 88, von je 800 PS als Innenmotoren, und zwei Junkers-Motoren, Baumuster L 8, von je 400 PS, als Außenmotoren (Abb. 13 und 20). An Stelle der L 8-Motoren können auch L 88-Motoren als Außenmotoren nach geringfügiger Änderung der Verbände im Tragwerk eingebaut werden. Die Motoren sind vollkommen im Inneren der Flügel angeordnet, so daß sie dem freien Luftstrom entzogen sind; im Fluge können die Motoren überwacht und Störungen beseitigt werden. Um die Luftschraube in genügendem Abstand vor der Tragfläche arbeiten zu lassen, ist zwischen Motor und Luftschraube eine Zwischenwelle eingeschaltet. Sie ist aus konstruktiven Erwägungen heraus und aus Gewichtsgründen verhältnismäßig dünn gehalten. Zum Schutze gegen Überbeanspruchung ist sie daher mit dem Motor durch eine Flüssigkeitskuppelung Junkersscher Bauart verbunden, die gleichzeitig eine Drehmomentenbegrenzung darstellt. Außerdem liegt zwischen Flüssigkeitskuppelung und Schraubenwelle ein Untersetzungsgetriebe, das zur Erreichung guter Luftschraubenwirkungsgrade die Umlaufzahl der Luftschraube gegenüber der der Kurbelwelle auf die Hälfte verringert. Diese neuartige Triebwerkanlage, die im engsten Zusammenwirken zwischen Junkers-Motorenbau und -Flugzeugbau auf Grund planmäßiger Versuche ausgebildet wurde, ist der erste Schritt der für die Weiterentwicklung im

Flugzeugbau grundsätzlich wichtigen Triebwerkfernleitung. Durch diese soll es ermöglicht werden, Motoren und Luftschrauben beliebig anzuordnen und beide an die Stelle zu legen, die aus konstruktiven und aerodynamischen Gründen am günstigsten erscheinen.

Zwischen den Motoren liegen die während des Fluges wartbaren Wasserkühler (Abb. 14 und 20). Sie können in das Flügelinnere eingezogen werden, um die dem Luftstrom ausgesetzte Kühlfläche zu verringern. Hierdurch wird eine einfache Regelung der Kühlwassertemperatur erreicht und der Luftwiderstand der Kühler vermindert, wenn, wie es meist der Fall ist, die volle Kühlleistung nicht benötigt wird. Die Motoren und die Kühlanlage, sowie der Brennstoff-Fallbehälter und der Wasserbehälter jeder Flugzeugseite liegen in einem gemeinsamen Maschinenraum, der nach den Seiten und nach rückwärts durch ein feuersicheres Doppelschott abgetrennt ist. Der Hauptbedienungsgang zwischen Motoren, Kühlern und Brandschott ist durch feuersichere Türen nach dem Außenflügel und nach dem Mittelgang, der beide Maschinenräume verbindet und der den Hauptmaschinistengang enthält, abgeschlossen.

Im linken Hauptmaschinenraum befindet sich ein Schweröl-Freikolbenkompressor, Bauart Junkers, der Druckluft zum Anlassen der Motoren, Betätigung der Druckluftbremsen und Fernbetätigung der Brand- und Schalthähne liefert (Abb. 15). Der Kompressor erzeugt Druckluft von rund 50 at., die in mehreren Hochdruckflaschen aufgespeichert wird. Die Verbrauchsluft von rund 6 at. Betriebsdruck wird über ein Druckminderventil aus einem Verbrauchsbehälter entnommen. Die Motoren werden mittels Druckluft angelassen, die über einen Hilfsvergaser geleitet und so mit Brennstoff gemischt in den Zylinder gelangt.

Die Brennstoffbehälter sind im hinteren Teil des Flügels hinter dem feuersicheren Doppelschott zu beiden Seiten des Bedienungsganges für die Betriebstoffanlage aufgehängt (Abb. 16). Die 240 und 140 l fassenden, zylindrischen, geschweißten Aluminiumbehälter sind durch eine Ringleitung mit einem Sammelbehälter verbunden, der an der tiefsten Stelle auf jeder Flügelseite liegt und dem der Brennstoff durch Gefälle zufließt. Aus diesem wird der Brennstoff durch Pumpen angesaugt und dem Vergaser zugeführt. Bei Versagen der Motorpumpen wird auf den im Maschinenraum aufgehängten, feuersicher abgeschotteten Brennstoff-Fallbehälter umgeschaltet. Durch eine Handpumpe kann man nach Bedarf Brennstoff nach dem Falltank oder von der einen Behälterseite nach der anderen hinüberpumpen. Der Inhalt der inneren großen Behälter kann bei Ausfall von Motoren im Fluge zur Erleichterung des Flugzeuges und Verminderung der Schwebeleistung durch einen einfachen Handgriff schnell abgelassen werden. Die Ölbehälter liegen hinter den Motoren unmittelbar hinter dem Brandschott im Behälterraum.

Ausrüstung.

Der Führerraum, der in der Flügelvorderkante liegt, enthält zwei verstellbare Führersitze mit Doppelsteuerung, und zwar Säule mit Handrad für Höhen- und Quersteuerung und Fußpedale für die Seitensteuerung (Abb. 18). Vor den Führern sind die zur Führung und Navigation des Flugzeugs erforderlichen Meßgeräte bequem sichtbar angebracht. In der Mitte zwischen beiden Führersitzen liegen auf einer schmalen Brücke die Gashebel mit dem schon erwähnten Bremshebel, die Hauptschalter für die Motormagnete und ein Notschalter für die gesamte elektrische Anlage. Bei der Betätigung des Notschalters werden im Falle der Gefahr, z. B. vor einer Notlandung, sämtliche elektrischen Leitungen stromlos gemacht, die Zündung sämtlicher Motoren abgestellt und die Feuerlöscher ausgelöst. Ferner ist ein Hauptschalthahn vorgesehen, durch den gleichzeitig alle Hähne geschlossen und damit die Zufuhr von Brennstoff zu den Motoren unterbrochen werden kann.

Unmittelbar hinter der Rückwand des Führerraums liegt in der Mitte des Querverbindungsganges der Hauptmaschinistenstand, von dem aus die gesamte Betriebsstoff- und Triebwerkanlage überwacht wird (Abb. 21 und 22). Hierdurch wird der Führer von der Sorge um die Triebwerkanlage entlastet. Führer und leitender Maschinist können sich unmittelbar mündlich oder durch einen elektrischen Maschinentelegraphen verständigen. Die Maschinisten in den Maschinenräumen erhalten ihre Befehle durch den Maschinistentelegraphen oder eine Signalhupe.

Ein Verbindungsgang führt vom Hauptquergang durch den Führerraum an den Führersitzen nach vorn zu dem Navigationsraum, der in einem windschnittigen Ausbau liegt. Die Sicht aus ihm ist vorzüglich. In einem anschließenden Raum ist die funkentelegraphische Anlage untergebracht.

Den elektrischen Strom für die Bordbeleuchtung und die funkentelegraphische Anlage liefert ein Stromerzeuger, der von einem Außenmotor durch Keilriemen angetrieben wird. Außerdem ist noch eine Akkumulatorenbatterie vorhanden.

Zur sofortigen wirksamen Bekämpfung von Bränden im Maschinenraum ist eine doppelte Feuerlöschanlage eingebaut; die eine wird entweder selbsttätig durch Schmelzen einer Kapsel unmittelbar am Motor oder auf elektrischem Wege vom Hauptmaschinenstand aus betätigt; die zweite wird mit der Hand durch Öffnen eines Ventils am Maschinistenstand in Tätigkeit gesetzt. Daneben sind noch Handfeuerlöscher in den übrigen Räumen angeordnet.

Flugleistungen und Verwendungsmöglichkeit.

Die Gewichte und Flugleistungen des Junkers-Großflugzeuges G 38 zeigt die folgende Zusammenstellung:

Triebwerksanlage	2 Junkers L 88 2 Junkers L 8	4 Junkers L 88
Höchstleistung der Triebwerksanlage	2400 PS	3200 PS
Rüstgewicht	13400 kg	14400 kg
Normales Fluggewicht	22000 kg	25000 kg
Höchstzulässiges Fluggewicht	23000 kg	27000 kg
Höchstgeschwindigkeit	205 km/h	228 km/h
Dienstgipfelhöhe	2500 m	3000 m

In dem hier genannten Rüstgewicht ist die Sollausrüstung, wie F-T-Gerät usw. eingeschlossen. Hierzu tritt noch das Gewicht der Besatzung mit etwa 400 kg und das Gewicht der Ausstattung, die sich nach dem Verwendungszweck des Flugzeuges richtet. Dem Konstruktionsgedanken entsprechend wird das Flugzeug vorerst als kombiniertes Passagier- und Frachtflugzeug eingesetzt, da die ausschließliche Beförderung von Personen zu unwirtschaftlich wäre. In dieser Hinsicht liegen die Verhältnisse im Luftverkehr ähnlich wie bei der Eisenbahn und dem Seeverkehr, wo auch die Wirtschaftlichkeit des gesamten Verkehrsunternehmens in der Hauptsache erst durch die Fracht- und Postbeförderung erzielt wird.

Mit Dienstgipfelhöhe ist in der Zusammenstellung die Höhe bezeichnet, in der das Flugzeug noch eine Steiggeschwindigkeit von 0,5 m/s besitzt. Die absolute Gipfelhöhe, die mit dem Flugzeug erreicht werden kann, liegt 600 bis 700 m höher.

Die Flugstrecken, die mit verschiedener Nutzlast zurückgelegt werden können, sind aus Abb. 23—25 zu ersehen. Das Diagramm der Abb. 23 ist für Ausrüstung der G 38 mit zwei Junkers L 8 und zwei L 88-Motoren aufgestellt. Der obere Teil der Abbildung zeigt die beförderbare Nutzlast in Abhängigkeit von der Flugstrecke für verschiedene Abfluggewichte, der untere Teil gibt die Dienstgipfelhöhen, die nach Zurücklegung einer bestimmten Flugstrecke erreichbar sind. Über eine Flugstrecke von 2000 km, die etwa der Entfernung Berlin—Madrid entspricht, kann also bei einem Fluggewicht von 23 t eine Nutzlast von 5,4 t befördert werden; am Ende des Fluges beträgt dann die Dienstgipfelhöhe etwa 3600 m. Die längste, mit einem Fluggewicht von 23 t mögliche Flugstrecke ist ungefähr 4800 km.

Bei Ausrüstung mit vier L 88-Motoren und Erhöhung der Abfluggewichte auf 25 bzw. 27 t, wie sie für die zweite z. Z. bei den Junkers-Flugzeugwerken in Bau befindliche G 38 vorgesehen ist, vergrößert sich die mögliche Flugstrecke und die beförderbare Nutzlast. Dies zeigt das in Abb. 24 gegebene Diagramm, aus dem auf der rechten Seite für verschiedene Flugstrecken und Abfluggewichte die beförderbare Nutzlast und die Transportarbeit

zu ersehen ist, während die linke Seite den Betriebsstoffverbrauch und die Betriebsstoffkosten pro tkm Transportarbeit enthält. Unter Transportarbeit ist hierbei das Produkt aus Flugstrecke und beförderbarer Nutzlast verstanden. Die Benutzung des Diagramms geht aus dem eingezeichneten Beispiel hervor. Bei einer Flugstrecke von 2500 km ergibt sich mit einem Abfluggewicht von 27 t aus der geradlinigen Kurvenschar die beförderbare Nutzlast zu 6,4 t und aus der gekrümmten Kurvenschar die Transportarbeit zu 16000 tkm. Zu dieser Transportarbeit gehört nach dem linken Teil des Diagramms ein Betriebsstoffverbrauch von 0,36 kg/tkm, dem ein Preis von 0,18 M/tkm entspricht. Das Maximum an Transportarbeit liegt bei der G 38 je nach Abfluggewicht bei Flugstrecken zwischen 2000 und 3000 km. Bei größeren Flugstrecken als diese steigen, wie die linke Seite des Diagramms zeigt, die Betriebsstoffkosten pro tkm ganz erheblich, während sie bei Verkürzung der Flugstrecke immer weniger stark abnehmen. Der Einsatz der G 38 wird daher am wirtschaftlichsten auf Flugstrecken von 1000—2000 km erfolgen, um die Betriebsstoffkosten herabzudrücken und so die Wirtschaftlichkeit der Beförderung zu erhöhen.

Welche Länder mit der G 38 von Berlin aus ohne Zwischenlandung bei dem normalen Abfluggewicht von 25 t zu erreichen sind, zeigt die Ansicht der Erdkugel, die in Abb. 25 wiedergegeben ist. Die stark ausgezogenen Kreise sind in Abstand von 1000 km gezeichnet; die beförderbare zahlende Nutzlast ist jedem Kreis zugeordnet. Dabei wurde ohne Windreserven gerechnet. Nimmt man eine Windreserve von 25 % an, der ein Gegenwind von etwa 45 km/h entspricht, so ergeben sich bei gleicher zahlender Nutzlast die durch die dünn gezeichneten Kreise dargestellten Flugstrecken. Auf der Strecke Berlin—Moskau könnte also die G 38 bei einem Fluggewicht von 25 t und einer Windreserve von 25 % eine Nutzlast von etwa 5,7 t befördern

Die hier durchgeführten Betrachtungen beweisen, daß die G 38 einen wesentlichen Fortschritt in der Richtung der Entwicklung zum wirtschaftlichen Großflugzeug bedeutet. Vorausberechnungen deuten darauf hin, daß bei weiterer Vergrößerung der Abmessungen die Wirtschaftlichkeit noch gesteigert werden kann. Der Bau und der Einsatz solcher Großflugzeuge kommt aber erst in Betracht, wenn ihre volle Ausnutzung durch ausreichendes Transportangebot im Luftverkehr gewährleistet ist. Die Ausbreitung des Luftverkehrs wirkt auf diese Weise auf die Entwicklung des Flugzeugbaues zurück. Die bei dem Bau und der Erprobung der G 38 gesammelten Erfahrungen haben jedoch gezeigt, daß wesentliche technische Schwierigkeiten bei der Konstruktion auch noch größerer Flugzeuge bei entsprechender Gestaltung nicht zu erwarten sind.

III. Das Dornier-Flugschiff „Do X“.

Das Dornier-Flugschiff „Do X“ ist das Ergebnis einer langjährigen, systematischen Entwicklungsreihe von Flugbooten. Sie ist gekennzeichnet durch Flugzeuge wie die „Libelle“ (Baujahr 1921) (Abb. 26), den „Wal“ (Baujahr 1920) (Abb. 27), den „Superwal“ (Baujahr 1926) (Abb. 28) und schließlich den „Do X“ (Abb. 29 und 30). Schon bei der „Libelle“ und dem „Wal“ finden sich die prinzipiellen Grundzüge, die beim „Superwal“ und „Do X“ beibehalten wurden. Sie sind: Boot mit Längsstufe, Flossenstummel zur Stabilisierung des Bootes auf dem Wasser, nach den Flossenstummeln zu abgestrebter Flügel mit Rechteckform und abgerundeten Enden, über der Tragfläche liegende Motore. Während aber das Fluggewicht vom „Wal“ zum „Superwal“ nur ungefähr auf die zweifache Höhe gestiegen war, betrug der Sprung im Fluggewicht vom „Superwal“ zum „Do X“ etwa 1 : 4. Um bei dieser starken Vergrößerung das technische Risiko auf ein Mindestmaß zu beschränken, war es notwendig, sich in der schöpferischen Gestaltung in gewissem Maße Fesseln aufzulegen. Auf manche technischen Entwicklungsmöglichkeiten, deren Wirksamkeit jedoch nicht zweifelsfrei feststand, wurde daher bei dem Entwurf des Flugschiffes „Do X“ bewußt verzichtet und technisch Erprobtes vorgezogen. Neben den rein technischen und wirtschaftlichen Erwägungen, die zu der Entwicklung von Großflugzeugen führen und die wir im ersten Abschnitt dieses Büchleins betrachtet haben, waren es auch Überlegungen industrieller Art, die den Entschluß, den Bau des Flugschiffes „Do X“ aufzunehmen, wesentlich beeinflußt haben. Die Erfahrungen im Bau kleinerer Flugzeuge, auch in Metallbauweise, sind im Laufe der letzten Jahre mehr und mehr Allgemeingut geworden, so daß Vorsprünge, die hier lange Zeit zugunsten der Deutschen Flugzeugindustrie bestanden, von Jahr zu Jahr mehr verschwinden. Auf dem Gebiete des Baus großer Flugzeugeinheiten ist jedoch Deutschland von jeher führend gewesen, und es dürften noch eine Reihe von Jahren vergehen, ehe die ausländische Flugzeugindustrie unseren heutigen Stand erreicht haben wird. Aus dieser Erkenntnis heraus war Dr. Dornier zu dem Entschluß gekommen, gerade auf diesem Spezialgebiet einen großen Schritt vorwärts zu tun.

Die Vorarbeiten zum Bau des Flugschiffes „Do X“ gehen auf das Jahr 1924 zurück. Die endgültige Form des Entwurfes wurde 1926 festgelegt. Die später im Laufe der Konstruktion und der Erprobung als zweckmäßig erkannten Abänderungen erstreckten sich nicht mehr auf den grundsätzlichen Aufbau des Flugzeuges.

Flügel.

Der Flügel hat rechteckigen Grundriß mit leicht abgerundeten Enden (Abb. 31). Seine Spannweite beträgt 48 m, seine Tiefe 9,5 m. Die Fläche des Flügels einschließlich der Querruder ist etwa 454 m^2, wobei der ursprünglich eingebaute, die Motorgondeln untereinander verbindende Oberflügel nicht mitgerechnet ist. Der Flügel ist dreiholmig ausgeführt, jeder Holm ist gesondert nach den Flossenstummeln hin abgestrebt. Diese statische Überbestimmtheit bringt eine zusätzliche Sicherheit für den Fall mit sich, daß z. B. bei Start oder Landung durch Wasserschlag eine Flügelstrebe beschädigt wird.

Mit Ausnahme einiger aus Stahl hergestellter Beschläge ist das gesamte Flügelfachwerk aus Duralumin gefertigt, während bei den vorhergehenden Flugzeugmustern wie „Wal“ und „Superwal“ für die Holme Stahl als Baustoff verwendet wurde. Den Grund für diesen Wechsel des Baustoffes bildeten Schwierigkeiten, welche für die Beschaffung von Stahl-Profilen und -Lamellen mit den erforderlichen Abmessungen und Festigkeiten vorlagen. Die Gurtungen der Holme bestehen aus gepreßten Duralumin-Winkeln und -Lamellen und sind ähnlich wie bei den bekannten Konstruktionen des Brückenbaus ausgebildet (Abb. 32). Ebenso sind die Querverbände (Rippen), die die Holme untereinander verbinden, in der Hauptsache aus gepreßten Profilen hergestellt. An ihrer Anschlußstelle am Vorderholm sind teilweise Rahmen eingebaut, um den Durchgang durch den Flügel zu erleichtern.

Die Felder, die einerseits durch die Querträger, andrerseits durch die Holme begrenzt werden, sind durch biegungssteife, mit Stoff oder Blech bespannte Platten, die sogen. Flügelhautfelder (Abb. 33), abgedeckt. Ihre Befestigung am Haupttragwerk erfolgt durch Bolzenanschlüsse, die vollkommen im Innern des Flügels liegen. Der hinter dem Hinterholm liegende Teil des Flügels ist als selbständige Scheibe hergestellt. Die Flügelnase ist vollkommen in Duralumin ausgeführt und zur Versteifung des Vorderholms gegen Ausknicken herangezogen.

Obgleich der Flügel kein dickes Profil aufweist, ist die Höhe der Holme infolge der Gesamtabmessungen des Flugschiffes schon so bedeutend, daß man auch im Fluge zu fast allen Teilen des Flügels gelangen kann.

Boot.

Die Gesamtlänge des Bootes ist 40 m. Die eigentliche Bootsbreite beträgt 3,5 m, über die Stummel gemessen 10 m. Der Tiefgang des Bootes ist leer 0,8 m, bei 50 t Fluggewicht 1,05 m. Einschließlich der Stummel besitzt das Boot ein Volumen von 400 m^3.

Die Unterwasserformen des Bootes sind, soweit sie Einfluß auf den Startvorgang haben, gegenüber den früher gebauten Booten wenig geändert (Abb. 34 und 35). Insbesondere wurde die mittlere Längsstufe beibehalten. Um eine gut ausgebildete Gleitfläche und damit geringe Wasserwiderstände beim Start zu erhalten, ist die Längsstufe in ihrem hinteren Teil nicht gekielt. Nach vorn hin geht sie in eine leichte V-Form über. Die seitlich der Längsstufe liegenden Teile des Bootsbodens sind in Wellenbinderform leicht konkav ausgebildet. Zur Verminderung der Stöße bei Start und Landung im Seegang ist das Vorschiff stark gekielt.

Die seitliche Stabilität des Bootes beim Liegen auf dem Wasser wird durch die Flossenstummel erreicht, die auch bei früheren Booten verwendet wurden und sich ausgezeichnet bewährt haben.

Das Boot des Flugschiffes „Do X“ ist in drei unabhängige, übereinanderliegende Decks eingeteilt (Abb. 36). Das oberste Deck (A-Deck), das sogenannte Kommandodeck, enthält Führerraum, Kommandantenraum, Schaltraum und die Räume für Funkgerät und Hilfsmaschinen. Das nächste Deck (B-Deck) ist ausschließlich für die Fluggäste bestimmt. Es ist 23,5 m lang, etwa 2 m hoch, an der breitesten Stelle 3,5 m breit und ist in behaglicher und moderner Weise für rund 70 Fluggäste ausgestattet. Neben den Kabinen, von denen die kleineren für je 8, die größeren für 10—15 Personen eingerichtet sind, enthält es eine kleine Bar, ein Rauchzimmer und ein gemütliches Gesellschaftszimmer, das 7 m lang und 3 m breit ist und dessen Ausstattung es völlig vergessen läßt, daß man sich an Bord eines Flugschiffes befindet (Abb. 37). Weiter nach achtern befinden sich die elektrische Küche, Waschräume, Toiletten und Gepäckräume. Im untersten Deck werden die Betriebsmittel (Brennstoff und Öl), Vorräte und Fracht untergebracht.

Der Einstieg in das Flugzeug erfolgt vom Anlegesteg oder Motorboot aus über die Flossenstummel (Abb. 38).

Um die Schwimmfähigkeit und Stabilität des Flugzeugs auf dem Wasser auch bei Leckagen aufrecht zu erhalten, sind sowohl Bootskörper als auch Stummel durch Schotten in wasserdicht abschließbare Räume unterteilt. Das eigentliche Boot besitzt neun derartige Abteilungen, jeder Stummel ist viermal abgeschottet. Die einzelnen Abteilungen sind mit einer Lenz- und einer Feuerlöschanlage versehen, die von einer Zentrale aus bedient werden.

Leitwerk und Steuerung.

Die allgemeine Anordnung des Leitwerks ist aus Abb. 39 und 40 ersichtlich. Die gesamte Fläche des Höhenleitwerks beträgt 53,4 m^2, die des Seitenleitwerks 19,0 m^2. Um das Höhenleitwerk der Einwirkung des Spritzwassers zu entziehen, ist es 6,0 m über die Wasserlinie verlegt. Das Seitenleitwerk ist durch Verlängerung des Rumpfes nach hinten ebenfalls gegen Wasserschlag gut geschützt.

Sämtliche Ruder sind durch Hilfsflächen ausgeglichen. Hierdurch sind die Steuerkräfte so wirksam verringert worden, daß die ursprünglich vorgesehenen Servomotoren in Wegfall kommen konnten. Die Betätigung der Ruder erfolgt durch Zugstangen, die an Pendelhebeln aufgehängt sind. Die Lagerung des Steuerungsgestänges geschieht ausschließlich in Kugellagern, wodurch eine große Leichtgängigkeit der Steuerung erreicht ist.

Sowohl für die Trimmung in der Längslage, wie auch zum Ausgleich der Momente um die Hochachse, die bei unsymmetrischem Ausfall eines oder mehrerer Motoren auftreten, ist ein Trimmungsausgleich vorgesehen. Das Trimmen erfolgt durch Verstellung des Anstellwinkels der entsprechenden Ausgleichsflächen und kann ohne wesentlichen Kraftaufwand unmittelbar vom Führersitz aus vorgenommen werden.

Zur bequemen Manövrierung des Flugschiffes auf dem Wasser ist ein Wasserruder angebracht, das vom Führersitz aus durch ein Handrad betätigt wird.

Triebwerkanlage.

Die Triebwerkanlage des Flugschiffes „Do X“ bestand ursprünglich aus zwölf luftgekühlten Siemens-Jupiter-Motoren von je 500 PS-Leistung. Die luftgekühlten Motoren wurden beim Entwurf den wassergekühlten wegen des geringeren Gewichtes vorgezogen. Die hierdurch erreichbare Einsparung an Gewicht war so bedeutend, daß sie durch den geringeren Brennstoff- und Ölverbrauch wassergekühlter Motoren bei den in Frage kommenden Flugstrecken nicht ausgleichbar erschien.

Die Anbringung der Motoren erfolgte zu je zwei hintereinander liegend in Motorgondeln über dem Flügel (Abb. 41). Durch diese Lage sind die Luftschrauben ausreichend weit von der Wasseroberfläche entfernt, um Spritzwasser von ihnen fern zu halten. Die Tandem-Anordnung der Motoren bringt neben betrieblichen und konstruktiven Vorteilen auch solche aerodynamischer Art mit sich, da ein Tandem-Aggregat von zwei Motoren einen kaum größeren Luftwiderstand besitzt als ein einzelner Motor. Sie hat daher in den letzten Jahren bei Verwendung mehrerer Motoren als die einfachste, leichteste und sicherste Art des Einbaus mehr und mehr Eingang gefunden. Die Motor-

gondeln waren vom Quergang der Tragfläche aus durch Steigschächte auch während des Fluges zugänglich. Untereinander waren sie durch einen kleinen Oberflügel verbunden, der in der Hauptsache zur seitlichen Aussteifung der Motorträger diente, aber auch zur Auftriebserzeugung herangezogen wurde.

Bald nach den ersten Flügen stellten sich Schwierigkeiten bei der Kühlung der hinteren Motoren ein, wie sie allgemein bei der Verwendung luftgekühlter Motoren in neuen Flugzeugtypen leicht auftreten. Durch systematische Versuche gelang es zwar, die Störungen im wesentlichen zu beheben: trotzdem erschien zur Erhöhung der Betriebssicherheit ein Übergang auf wassergekühlte Motore zweckmäßig.

Die neue Triebwerkanlage (Abb. 42) wird durch zwölf wassergekühlte Curtiß-Conqueror-Motoren von je 600 PS Spitzenleistung gebildet. Die Drehzahl der Schrauben ist gegenüber der Kurbelwellendrehzahl im Verhältnis 1 : 2 untersetzt. Die Tandem-Anordnung der Motoren ist beibehalten. Dagegen sind die Einsteigschächte zu den Motorgondeln, die einen vom Luftstrom ungehinderten Zugang zu ihnen im Fluge ermöglichten, weggelassen. Einerseits wird zwar hierdurch die Zugänglichkeit zu den Motoren während des Fluges erschwert, andrerseits bringt aber diese konstruktive Lösung durch Verringerung der Widerstandsflächen im Propellerstrahl aerodynamische Vorteile mit sich. Ebenso wurde auf den zusätzlichen Auftrieb durch den Oberflügel verzichtet und die Motorgondeln gegeneinander nur durch Streben mit stromlinienförmigem Querschnitt versteift. Aus ebensolchen Streben sind die Motorböcke gebildet, die die Motorgondeln tragen.

Die Brennstoffanlage, die normalerweise im C-Deck untergebracht ist (Abb. 36), kann insgesamt 16000 l Brennstoff fassen. Sie besteht aus vier zylindrischen Brennstofftanks zu je 3000 l, zwei zu je 1700 l, sowie zwei kleineren im Flügel gelegenen Behältern zu je 300 l. Die Behälter sind unmittelbar auf dem Bootsboden gelagert und mit einem sogenannten Sammeltopf verbunden. Von diesem wird der Brennstoff zu den Flügeltanks befördert und von dort mittels Motorpumpen jedem einzelnen Motor zugeführt.

Die Ölbehälter haben insgesamt einen Inhalt von 1660 l und zwar befindet sich in jeder Gondel ein 60 l fassender Doppeltank und unten im Betriebsstoffraum ein Hauptbehälter zu 1300 l. Die Ölförderung zu den Gondelbehältern geschieht ähnlich wie bei der Brennstoffanlage.

Im Hilfsmaschinenraum, der im hinteren Teile des A-Decks liegt, befindet sich ein Aggregat, das von einem wassergekühlten Zweitakt-DKW-Motor angetrieben wird. Je nach Bedarf wird von ihm ein wassergekühlter Kompressor für Belüftungszwecke, ein Generator für die FT-Anlage, ein Lichtgenerator oder ein Heizgenerator bedient. Im Fluge wird das Aggregat durch eine Treibschraube in Bewegung gesetzt.

Ausrüstung.

Der Führerraum (Abb. 43) bildet den Abschluß des Kommandodecks nach vorn. Seine freie Lage zusammen mit der Anordnung der beiden Führersitze ganz an der Bordwand gibt den Flugzeugführern ausgezeichnete Sicht nach vorn und nach der Seite, hier sogar bis senkrecht nach unten auf das Wasser.

Die Steuerorgane für Seiten-, Höhen- und Quersteuerung sind die gleichen wie bei allen modernen Verkehrsflugzeugen. An der Außerbordseite jedes Führersitzes befinden sich zwei Gashebel, von welchen jeder sechs Motoren einer Seite regelt. Die Drehzahl von je sechs Motoren sind auf zwei Sammeldrehzählern abzulesen, die in der Mitte des Führerraums zwischen den beiden Instrumentenbrettern angebracht sind. Die daneben angeordneten Signallampen geben durch rotes und gelbes Licht den Führern Aufschluß über die Zahl der arbeitenden Motoren.

Die Instrumentierung ist vor beiden Sitzen gleichmäßig durchgeführt, damit bei Langstreckenflügen die beiden Führer sich wachmäßig ablösen können. Sie umfaßt alle Meßgeräte, die zur Führung des Flugzeuges auch bei unsichtigem Wetter erwünscht sind.

Unter dem Backbordsitz liegen die Handräder für das Wasserruder und für Höhen- und Seitenruderausgleich.

Unter dem Steuerbordsitz ist ein Zentralausschalter angebracht, durch den im Bedarfsfall sofort die Zündung aller Motoren ausgeschaltet und die Lichtanlage stromlos gemacht werden kann. Hier befindet sich auch die Betätigung für den Hecksliphaken.

Hinter dem Führerraum, durch eine Schiebetür getrennt, liegt der Navigations- und Kommandoraum (Abb. 44). Auf beiden Seiten ist er mit großen Fenstern versehen, die eine gute Sicht gestatten. Seine Ausrüstung ist, dem Verwendungszweck des Flugschiffes entsprechend, ähnlich wie auf einem Ozeandampfer.

An den Kommandoraum schließt sich nach achtern die Maschinenzentrale an (Abb. 45). Da es unmöglich war, bei der vielfach unterteilten Antriebsanlage die Bedienung und Überwachung sämtlicher Motoren wie bisher üblich, in die Hände des Flugzeugführers zu legen, sind in der Maschinenzentrale alle Bedienungshebel und Überwachungsinstrumente der Motoren an den beiden Seitenwänden auf einer übersichtlichen Schalttafel vereinigt. Um jedoch dem Flugzeugführer auch eine unmittelbare Regelung der Motorleistung zu gestatten, sind die Einzelgashebel von je sechs auf einer Seite befindlichen Motoren an die Sammelgashebel bei den Flugzeugführern angekuppelt.

Von der Maschinenzentrale aus führen Gänge zu den einzelnen Motorgondeln, in denen sich die gleichen Instrumente wie in der Maschinenzentrale

für die Motorkontrolle durch die Maschinisten befinden. Angelassen werden die Motoren von Hand mittels Eclipse-Starter.

Die Funkanlage (Abb. 46) liegt in einem gesonderten Raum zwischen Maschinenzentrale und Hilfsmaschinenraum, der den Abschluß des A-Decks nach achtern darstellt.

Die Verständigung zwischen den Flugzeugführern, dem Kommandanten, dem Maschineningenieur und dem Funkoffizier erfolgt durch eine Sprachschlauchleitung.

Flugleistungen und Verwendungsmöglichkeit.

Die Gewichte und Flugleistungen des Flugschiffes „Do X" sind in der folgenden Zusammenstellung gegeben:

Triebwerksanlage	12 Siemens-Jupiter VI	12 Curtiß-Conqueror
Höchstleistung der Triebwerksanlage	6000 PS	7200 PS
Leergewicht	28000 kg	29500 kg
Normales Flugewicht	48000 kg	52000 kg
Höchstzulässiges Fluggewicht	52000 kg	56000 kg
Reisegeschwindigkeit	175 km/h	190 km/h
Höchstgeschwindigkeit	211 km/h	216 km/h
Brennstoff-Vorrat	16000 l	19000 l
Öl-Vorrat	1600 l	1600 l

Die zusätzliche seemännische Ausrüstung (Anker, Rettungsgeräte, Schlauchboote usw.) mit einem Gewicht von etwa 500 kg tritt zu dem oben genannten Leergewicht des Flugzeuges hinzu. Das Gewicht der Besatzung kann mit ungefähr 1000 kg veranschlagt werden. Der Aufwand an Ausstattung wird von den Flugstrecken abhängig sein, auf denen das Flugschiff eingesetzt werden soll. Bei Langstreckenflügen, bei denen die Zahl der Fluggäste gering ist, wird man daher die Ausstattung einschränken können. In dem Diagramm, das in Abb. 47 gegeben ist und das für eine Triebwerksanlage mit zwölf Siemens-Jupiter-Motoren aufgestellt ist, wurde daher das Gewicht der Ausstattung mit der Reichweite veränderlich angenommen. Bei dem normalen Fluggewicht von 48 t ergibt sich nach dem Diagramm bei einer Reichweite von 1500 km eine gesamte Zuladung von 10,2 t, wovon etwa 2,6 t auf die zusätzliche Ausrüstung, die Besatzung und die Ausstattung entfallen. Die längste, mit dem Fluggewicht von 48 t mögliche Flugstrecke beträgt nach dem Diagramm 3000 km.

Die Einsatzmöglichkeiten für das Flugschiff sind aus Abb. 48 zu ersehen. Dort sind eine Anzahl Flugstrecken zusammengestellt, angefangen bei Ent-

fernungen von 100 km wie z. B. Saßnitz-Trälleborg bis herauf zu Flugstrecken von 2000 km. Die Flugzeiten, die den jeweiligen Strecken zugeordnet sind, sind in der zweiten senkrechten Skala angegeben. Auf den wagerechten Skalen ist die Größe der zahlenden Nutzlast bzw. die Anzahl der beförderbaren Fluggäste dargestellt, wobei das Gewicht des Fluggastes einschließlich Gepäck zu 100 kg gesetzt wurde. Als Höchstzahl der in dem Flugschiff bequem unterzubringenden Fluggäste wurden 100 angenommen. Auf kurzen Strecken, auf denen die mögliche Nutzlast 10 000 kg überschreitet, müßte daher der Überschuß in Fracht oder Post mitgenommen werden. Das Diagramm ist für ein Abfluggewicht von 45 t ohne Berücksichtigung einer Windreserve entworfen. Im regelmäßigen Luftverkehr würde sich also das Abfluggewicht noch um die als Reserve mitzunehmenden Betriebsstoffgewichte erhöhen. So würde für eine Reichweite von 1800 km bei 30 % Windreserve das Abfluggewicht 49,5 t betragen müssen. Bei kurzen Entfernungen macht sich natürlich die Betriebsstoffreserve weniger bemerkbar.

Die größte Aussicht auf Wirtschaftlichkeit dürfte nach diesen Ausführungen das Flugschiff „Do X“ für Strecken von 1000–1500 km Länge haben. Aber auch für ganz kurze Strecken kann in Sonderfällen ein wirtschaftlicher Flugbetrieb im Pendelverkehr möglich sein. Von Vorteil erscheint ferner der Einsatz des Flugschiffes in Gegenden, wo häufig Nebel auftritt. Es kann dann infolge seiner guten Seefähigkeit, die durch seine großen Abmessungen gegeben ist, bei starkem Nebel weit außerhalb des Hafens niedergehen, um entweder mit eigener Kraft oder mit Hilfe eines Schleppers in den Hafen einzulaufen.

Der Einsatz des Flugschiffes „Do X“ für einen regelmäßigen Luftverkehr über den Atlantischen Ozean liegt außerhalb der vom Erbauer beabsichtigten Verwendungszwecke. In Einzelfällen dürfte jedoch das Flugschiff auch befähigt sein, in Etappen mit beschränkter Zuladung Flüge nach Nord- und Südamerika durchzuführen.

IV. Großflugzeuge des Auslandes.

Im Auslande sind heute nur sehr wenige ähnlich große Flugzeuge gebaut und erprobt worden wie das Junkers-Großflugzeug G 38 und das Dornier-Flugschiff „Do X“. Man kann sich jedoch aus den vorhandenen Großflugzeugen heute schon ein ungefähres Bild machen, welche Richtung der Großflugzeugbau in den einzelnen Ländern eingeschlagen hat und wie die Konstruktionsgrundsätze, die sich bei dem Bau von Flugzeugen kleinerer und mittlerer Größe ergeben haben, im Großflugzeugbau abgewandelt wurden. An einigen Beispielen sei dies näher erläutert.

In England herrschte von jeher die Doppeldeckerbauart vor. Das größte englische, heute im Luftverkehr geflogene Landflugzeug, das von Handley-Page erbaute Flugzeugmuster HP 42 „Hannibal“, ist daher auch als Doppeldecker gebaut (vgl. Abb. 49). Bei einer Spannweite von 42,6 m und einer Flügelfläche von 280 m² beträgt sein Fluggewicht ungefähr 13400 kg. Die Abmessungen der Tragflächen sind für das vorhandene Fluggewicht nach den in Deutschland herrschenden Anschauungen sehr groß, was einerseits eine geringe Landegeschwindigkeit (etwa 80 km/h) zur Folge hat, andererseits aber einen erhöhten Gewichtsaufwand mit sich bringt. Der Oberflügel besitzt die bekannten Handley-Page-Spalt-Flügel, die sich bei großen Anstellwinkeln der Tragflächen automatisch öffnen und verhindern sollen, daß die Maschine beim Überziehen ins Trudeln geraten kann.

Bei dem Flugzeug ist der außerordentlich langgestreckte Rumpf auffallend, der an der Spitze den Führerraum enthält und der in seiner Kabine 38 Fluggäste aufnehmen kann.

Die Triebwerkanlage besteht aus vier Bristol-Jupiter XI mit einer Gesamtleistung von 1960 PS. Von den Motoren sind zwei am Oberflügel und zwei am Unterflügel vor der Flügelnase zu beiden Seiten des Rumpfes eingebaut.

Mit Ausnahme der Bespannung der Flügel und des hinteren Teiles des Rumpfes, die aus Stoff besteht, ist das Flugzeug ganz aus Metall hergestellt, und zwar ist in der Hauptsache Duralumin als Baustoff benutzt.

Das Flugzeug soll auf den von Europa nach Indien und nach Südafrika führenden englischen Flugstrecken eingesetzt werden.

Auch im Flugbootsbau überwiegt heute in England die Doppeldeckerbauart, wenn auch daneben in letzter Zeit mitunter Eindecker auftreten. Ein Beispiel für ein großes Doppeldeckerflugboot bildet die von Short Brothers erbaute „Kent“, die ihre ersten Probeflüge Anfang 1931 durchführte (Abb. 50). Die Abmessungen und Gewichte des Flugbootes gehen aus der folgenden Zahlentafel hervor:

Spannweite	34,4 m
Flügelfläche	240 m^2
Leergewicht einschließlich Ausstattung	8125 kg
Fluggewicht	13750 kg
Höchstgeschwindigkeit in 1500 m Höhe	212 km/h
Dienstgipfelhöhe	5800 m

Den allgemeinen Aufbau des Flugbootes zeigt die Abb. 50 gut. Die Querstabilität beim Liegen auf dem Wasser wird durch Stützschwimmer erreicht, die in der Nähe der Flügelenden angebracht sind. Die Triebwerkanlage besteht aus vier untersetzten Bristol-Jupiter XI; die Motoren sind zwischen den beiden Flügeln angebracht.

Als Baustoff für die Festigkeitsverbände ist zum größten Teil Duralumin benutzt. Die unter der Wasserlinie befindlichen Teile der Bootsbeplankung sind aus rostsicherem Stahl gefertigt. Infolgedessen kann das Flugboot auch für längere Zeiten auf See vor Anker liegen, ohne daß Korrosionserscheinungen auftreten.

Das Flugboot ist zur Beförderung von 16 Fluggästen und von 1600 kg Post bei einer Reichweite von etwa 800 km vorgesehen. Es soll auf den englischen Flugstrecken im Mittelmeer eingesetzt werden.

Die Doppeldeckerbauart bringt bei Flugbooten den Nachteil mit sich, daß der Unterflügel bei Start und Landung leicht von Spritzwasser getroffen wird. Auch in England geht man daher vereinzelt bei Flugbooten zum Eindecker über, wobei die Oberseite des Flügels oft mit der Oberkante des Bootes im Bereich der Durchdringung dieser beiden Bauteile zusammenfällt. Das z. Zt. bei Vickers und Supermarine im Bau befindliche Groß-Flugboot weist diese Bauart auf. Mit seinem Fluggewicht von 34 t nähert es sich schon den von dem Dornier-Flugschiff „Do X“ erreichten Werten, an das es auch in seinem Aufbau entfernt anklingt. Bei einer Spannweite von 53 m beträgt seine Flügelfläche 372 m^2. Die Triebwerkanlage besteht aus sechs Rolls-Royce H-Motoren mit insgesamt 5400 PS. Die Motoren sind paarweise in Tandem-Anordnung über dem Flügel angebracht. Die Höchstgeschwindigkeit des Flugbootes wurde zu 233 km/h vorausberechnet; die normale Reichweite soll 1100 km, die maximale 2100 km betragen.

Von den in Frankreich gebauten Großflugzeugen stellt die von der Société Aérienne Bordelaise gebaute Maschine DB 70 einen besonders interessanten Vertreter dieser Flugzeuggattung dar (Abb. 51). Der mittlere Teil der Tragfläche, der zwischen den beiden Rümpfen liegt, ist 1,95 m dick und etwa 7,7 m tief. Er bietet mit diesen Abmessungen bequeme Unterbringungsmöglichkeit für Fluggäste. Die außerhalb der beiden Rümpfe liegenden Tragflächenteile haben rechteckige Form mit abgerundeten Enden und besitzen eine Dicke von ungefähr 0,6 m und eine Tiefe von etwa 4,8 m. Zwischen den beiden Rümpfen, vor das Tragflächenmittelstück vorgeschoben, ist die Führergondel angeordnet. Die drei 600 PS-Hispano-Suiza-Motoren, die die Triebwerkanlage bilden, sind an der Spitze der beiden Rümpfe bzw. der Führergondel eingebaut; sie sind während des Fluges zugänglich.

Die Holme des Flügels und des Rumpfes sind aus Stahlblech gefertigt, die Rippen und Spante bestehen aus Duralumin. Mit Ausnahme der Flügelnase ist der Flügel mit Stoff bespannt.

Das Leergewicht der Maschine beträgt 7600 kg, ihr Fluggewicht 13000 kg. Bei einer Spannweite von 37 m besitzt der Flügel eine Fläche von 218 m². Die Höchstgeschwindigkeit des Flugzeuges ist 220 km/h, seine Gipfelhöhe 5000 m. Es ist zur Beförderung von 28 Fluggästen eingerichtet, die teils in den Rümpfen, teils in dem zwischen den Rümpfen liegenden Flügelteil untergebracht sind.

Das in Italien gebaute Großflugzeug Caproni 90 PB ist mit seinem Fluggewicht von 30 t wohl das größte, heute vorhandene Landflugzeug (Abb. 52). Sein Aufbau ist zum großen Teil durch seine militärische Verwendung als Bombenflugzeug bestimmt, doch soll die Maschine mit entsprechenden Umänderungen auch als Verkehrsflugzeug eingesetzt werden können. Das Flugzeug ist, wie die meisten von Caproni entworfenen Maschinen, als Anderthalbdecker gebaut und zwar besitzt der Oberflügel eine Spannweite von 34,9 m und der größere Unterflügel eine Spannweite von 46,6 m bei einer gesamten Flügelfläche von 497 m². Die sechs Isotta-Fraschini-„Asso"-Motoren von je 1000 PS-Leistung sind in drei Gruppen in Tandem-Anordnung eingebaut und geben dem Flugzeug eine Höchstgeschwindigkeit von 205 km/h, sowie eine Gipfelhöhe von 4500 m.

Als Baustoff wurde ausschließlich hochwertiger Kohlenstoffstahl verwendet. Sämtliche Hauptverbindungen sind aus dem Vollen gearbeitet, die weniger beanspruchten Teile sind geschweißt. Aluminium und Duralumin ist nur für die Beplankung der Außenteile der Flügel, des Mittelteiles des Unterflügels und eines Teiles des Rumpfes verwendet worden. Im übrigen sind Flügel, Rumpf und Leitwerk stoffbespannt.

In den Vereinigten Staaten von Nordamerika hat man dem Großflugzeugbau erst in letzter Zeit mehr Beachtung geschenkt und bisher bei Maschinen mittlerer Größe vor allem eine Steigerung der Fluggeschwindigkeit angestrebt, die bei den großen transkontinentalen Luftverkehrslinien Amerikas von besonderer Bedeutung ist. Als Großflugzeug soll daher hier nur der Fokker F 32 genannt werden, der von der Fokker Aircraft Corporation gebaut wird (Abb. 53). Er ist, wie meist bei Fokker üblich, ein freitragender Hochdecker; die Oberseite des durchgehenden Tragdecks liegt in Höhe des Rumpfrückens. Der Rumpf trägt in einer vorspringenden Kanzel den Führerraum und enthält eine Kabine für 30 Fluggäste mit Gepäck. Die vier luftgekühlten Pratt- und Whittney-„Hornet"-Motoren mit je 525 PS-Leistung sind zu je zwei in Tandem-Anordnung neben dem Rumpf unterhalb der Tragfläche angebracht.

Die Holme und Rippen des Flügels sind aus Holz gefertigt, seine Beplankung besteht aus Sperrholz. Das Rumpfgerüst ist aus Stahlrohr zusammengeschweißt und mit Stoff bespannt.

Die Abmessungen und Leistungen des Flugzeuges zeigt die folgende Zahlentafel:

Spannweite	30,2 m
Flügelfläche	125,4 m²
Leergewicht	6,25 t
Fluggewicht	10,20 t
Höchstgeschwindigkeit	240 km/h
Gipfelhöhe	5500 m

Das Flugzeug wird auf verschiedenen Strecken des amerikanischen Luftverkehrsnetzes eingesetzt.

Schlußwort.

Kaum zwei Jahrzehnte sind vergangen, seit das erste Flugzeug sich aus eigener Kraft in die Lüfte erhob. Viele der ersten bahnbrechenden Flugzeug-Konstrukteure mußten den Erfolg ihrer Arbeit mit dem Leben bezahlen; denn oft bedeutet in der Fliegerei der Bruch eines kleinen, untergeordneten Teiles tödlichen Absturz. Langer Jahre zähen, schaffenden Gestaltens und ernster, wissenschaftlicher Forschung hat es bedurft, um aus den zerbrechlichen Schöpfungen der ersten Flugzeugerbauer ein Verkehrsmittel entstehen zu lassen, dessen Bedeutung im Weltverkehr von Jahr zu Jahr wächst.

Auch heute aber stehen wir im Flugzeugbau bei weitem noch nicht am Ende der Entwicklung. Einen der Wege, der uns dem Ziele des wirtschaftlichen und sicheren Luftverkehrs näher bringen soll, haben wir hier betrachtet; er liegt in der Entwicklung zum Großflugzeug.

Daneben zeigen sich noch manche andere Ziele der Entwicklung und Aussichten zu ihrer Verwirklichung.

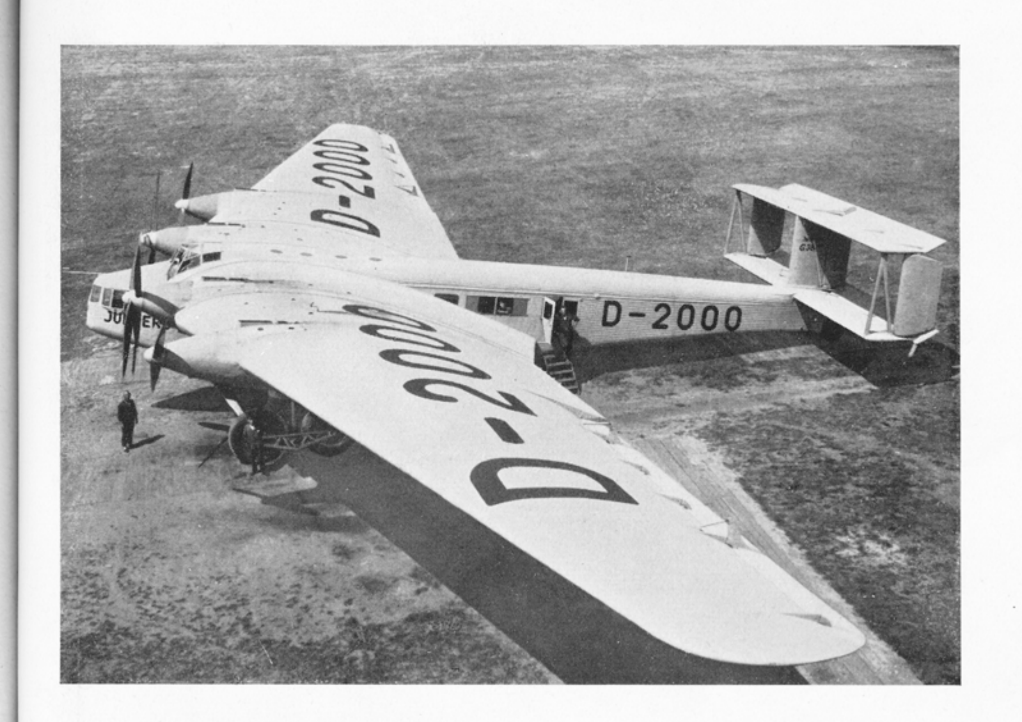
Die Fluggeschwindigkeit kann durch Verlegung des Luftverkehrs in größere Höhen mit ihren geringeren Luftdichten gesteigert und so der Luft-Schnellverkehr über lange Strecken, über die Ozeane, über Nord- und Südpol hinweg zur Wirklichkeit werden. Ein Höhen-Versuchsflugzeug, an dem die beim Flug in großen Höhen auftretenden Fragen systematisch untersucht werden sollen, wird zur Zeit von den Junkers-Flugzeugwerken gemeinsam mit der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt und der Notgemeinschaft der Deutschen Wissenschaft entwickelt.

Ein anderes Problem, das schon seit den ersten Tagen des Flugzeugbaues viele Köpfe beschäftigt hat, ist der senkrechte Auf- und Abstieg mit dem Flugzeug. Die verschiedenen Schraubenfliegerkonstruktionen stellen Versuche in dieser Richtung dar; doch wurde eine befriedigende Lösung des Problems, die sich in der Praxis durchzusetzen vermochte, bis heutigen Tags nicht gefunden.

Aber auch die Weiterentwicklung des Triebwerks bildet einen wichtigen Faktor zur Erhöhung der Wirtschaftlichkeit und Sicherheit des Luftverkehrs. Einen Fortschritt grundsätzlicher Art in dieser Richtung bildet der Schweröl-Flugmotor, dessen Hauptvorteile in seinem geringeren Brennstoffverbrauch, in

seinem einfacheren Arbeitsprinzip, sowie in der Verwendung eines schwerer entzündbaren Brennstoffes liegen, durch den die Brandgefahr besonders bei Bruchlandungen erheblich herabgesetzt ist. Die Hauptschwierigkeit bei der Konstruktion eines solchen Motors lag in der Einhaltung eines genügend niedrigen Baugewichtes bei guter Betriebssicherheit. Nach jahrelanger, zäher Arbeit ist es Junkers jetzt gelungen, einen Schweröl-Flugmotor zu schaffen, der bei einer Leistung von 720 PS ein Baugewicht von 800 kg besitzt und mit dem bereits eine Reihe größerer Flüge erfolgreich durchgeführt wurden.

Groß ist auch heute noch die Zahl der Aufgaben und Möglichkeiten für die Weiterentwicklung des Flugzeuges zu dem Verkehrsmittel, das es seinem Wesen und seiner Eigenart nach sein kann und werden wird. Der Verwirklichung dieser Ziele und Ideen werden sich anfangs stets zahlreiche technische Schwierigkeiten entgegenstellen. Ihre Überwindung ist, wie die Entwicklung des Großflugzeugbaues zeigt, nur durch zielbewußte systematische Arbeit möglich, die auf die Erkenntnisse der Wissenschaft aufbaut. Mehr als alle anderen Zweige der Technik bedarf daher die Luftfahrt ernster Forschungsarbeit.



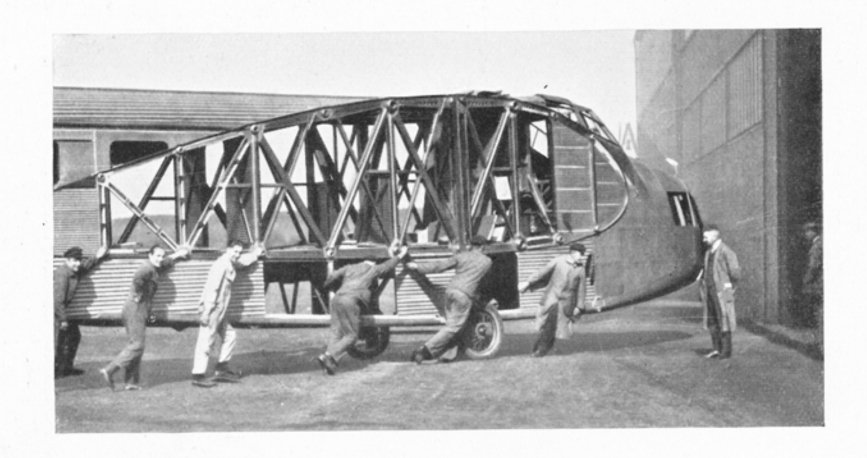
8. Das Junkers-Großflugzeug G 38, Gesamtansicht.



9. Das Junkers-Großflugzeug G 38, Vorderansicht.



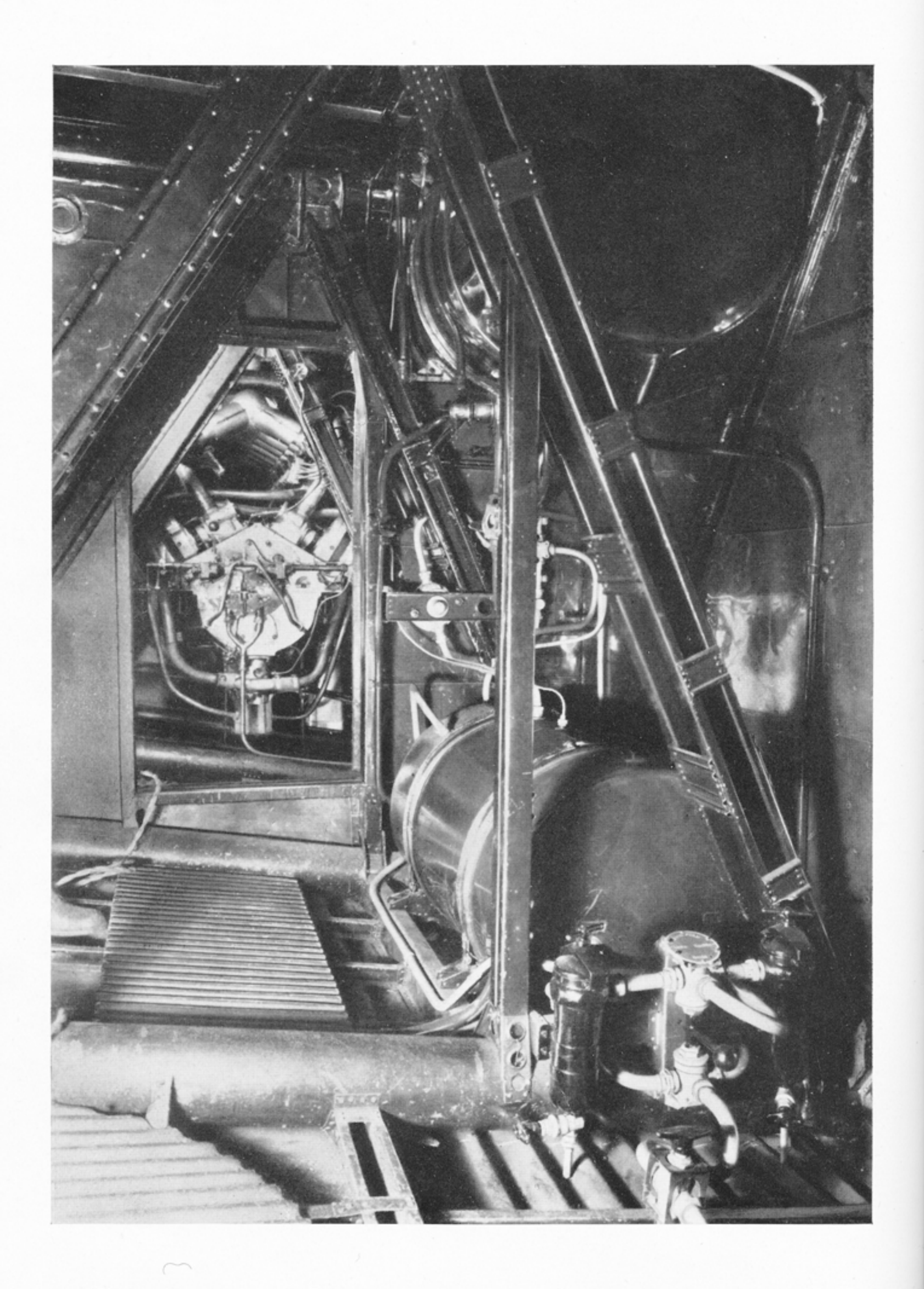
10. Blick auf die Flügeloberseite der Junkers G 38.



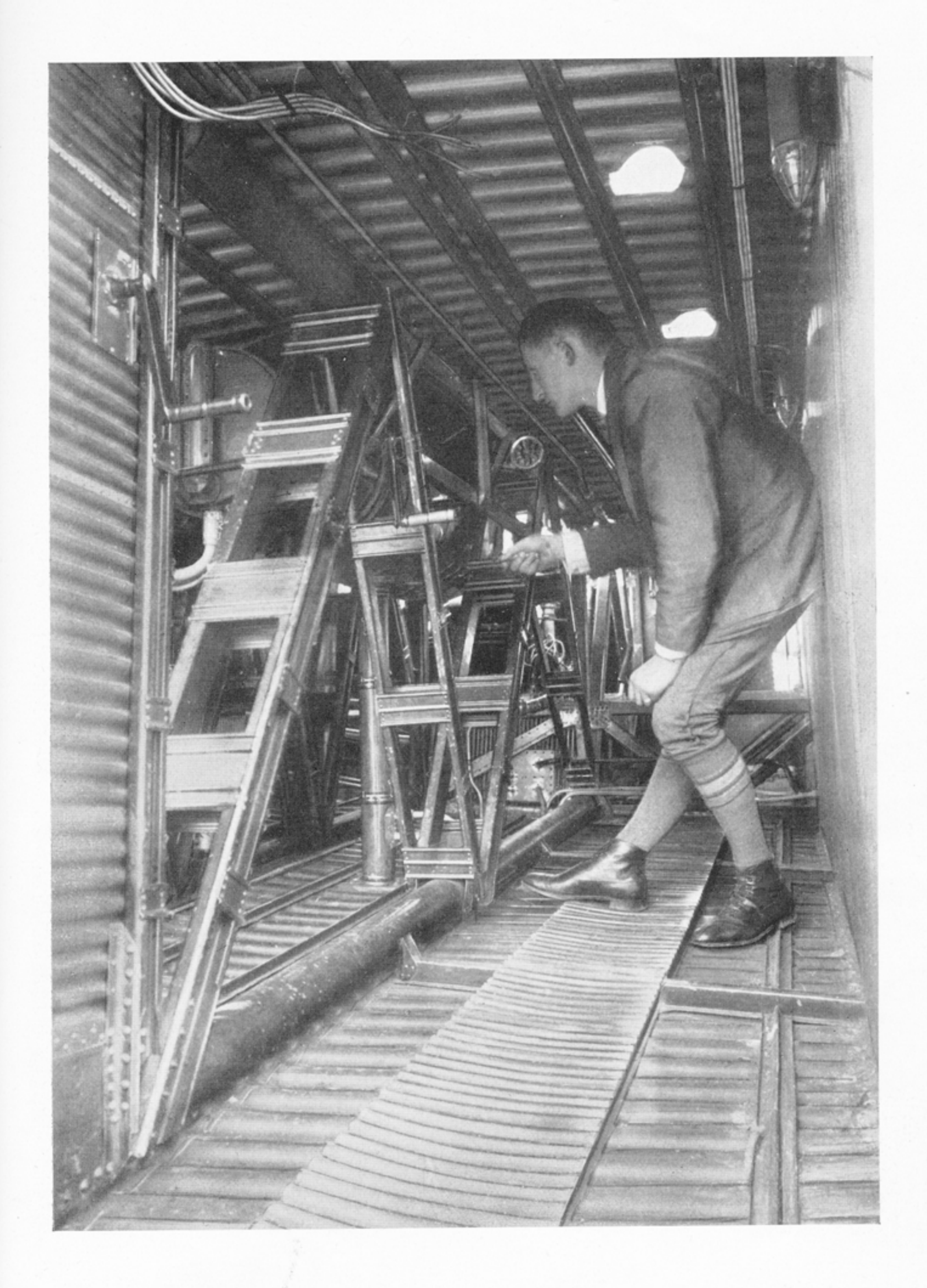
11. Flügel-Mittelstück und Rumpf der G 38.



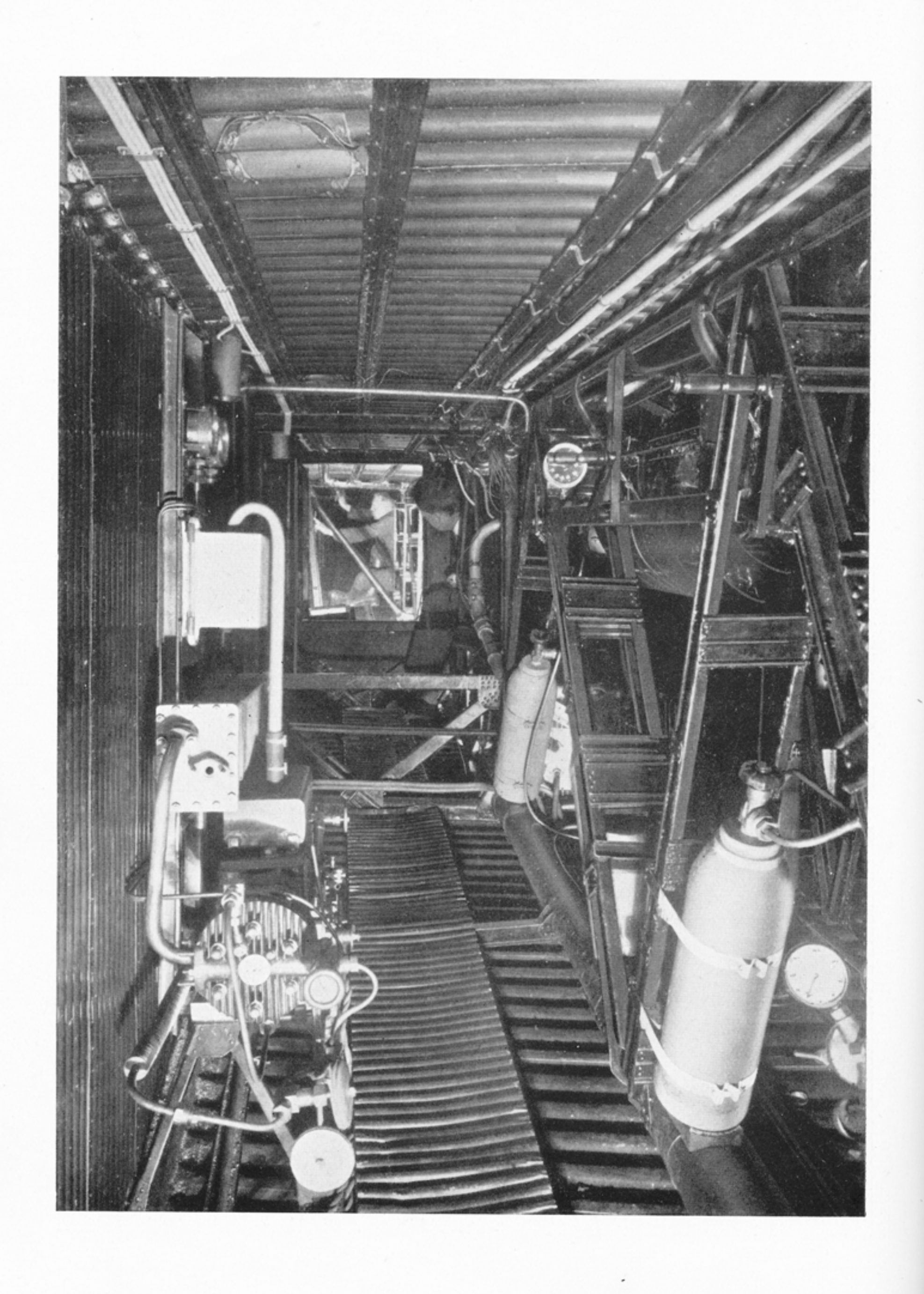
12. Ein Außenflügel der G 38 wird aus dem Baugerüst genommen.



13. Brennstoffraum im Flügelzwischenstück mit Durchblick in den Maschinenraum.



14. Hauptbedienungsgang im Flügel mit Handkurbeln zur Betätigung der einziehbaren Kühler.



15. Hauptbedienungsgang im Flügel mit Junkers-Freikolbenkompressor.



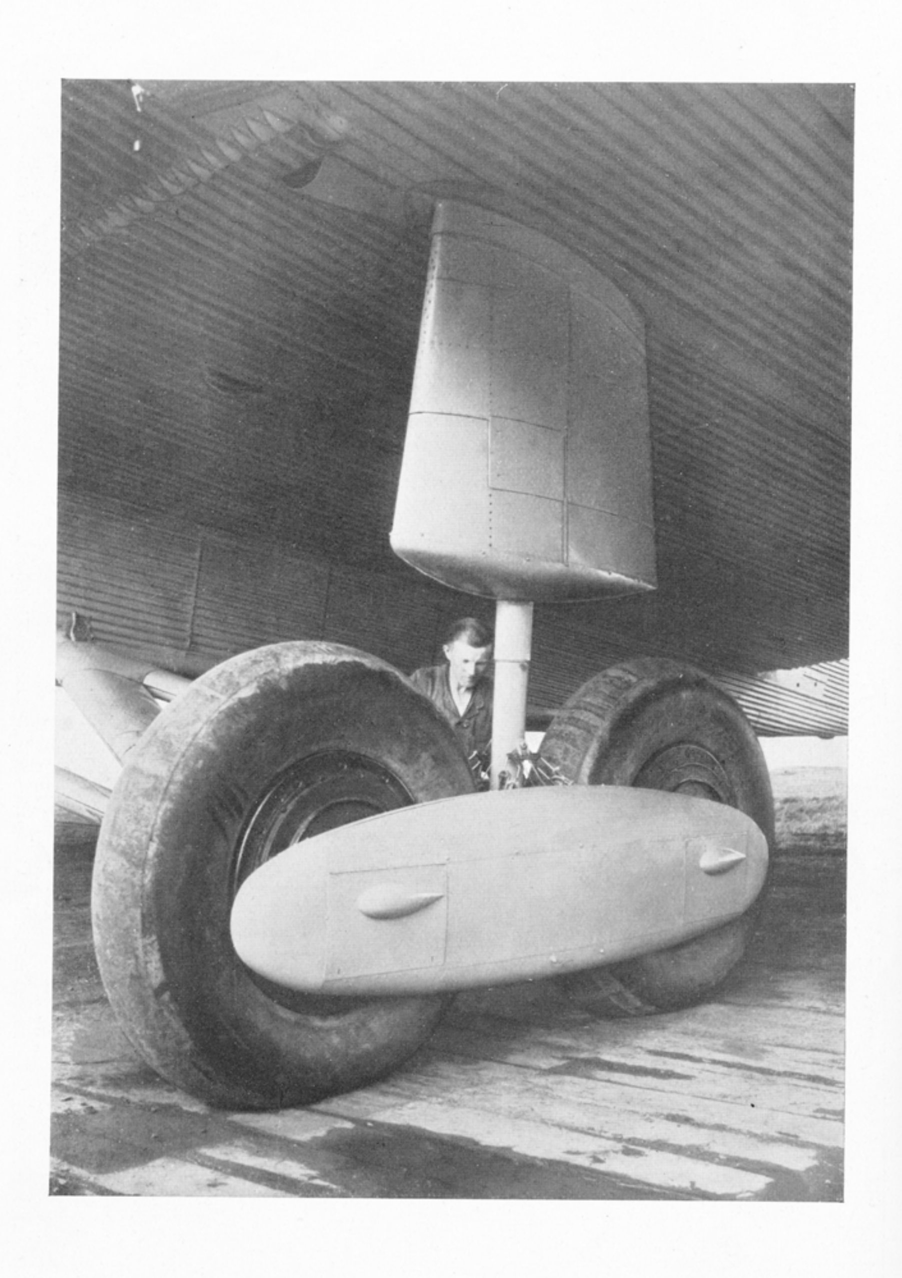
16. Brennstoffbehälter im Außenflügel mit Laufgang.



17. Leitwerk der Junkers G 38.



18. Führerraum der G 38.



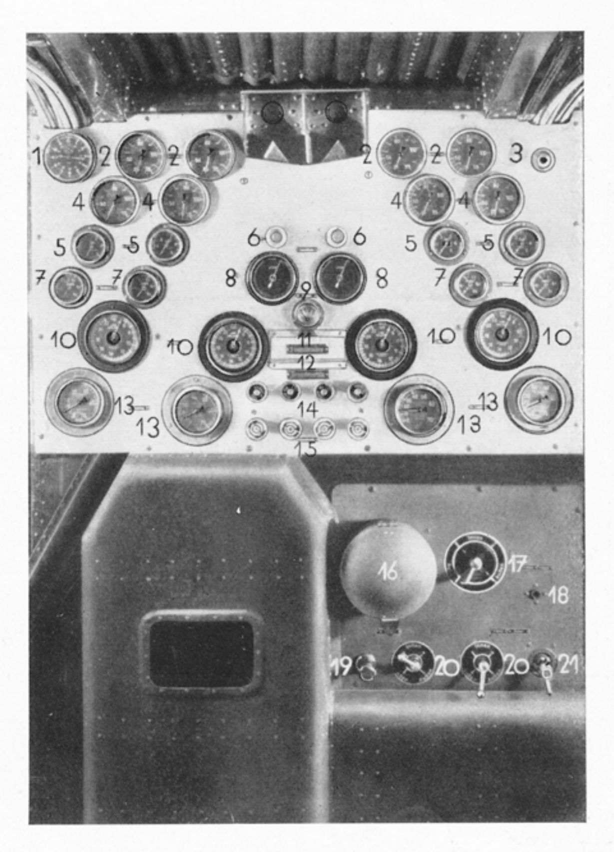
19. Pendelrahmen-Fahrgestell der G 38.



20. Einsetzen eines Außenmotors in die G 38.

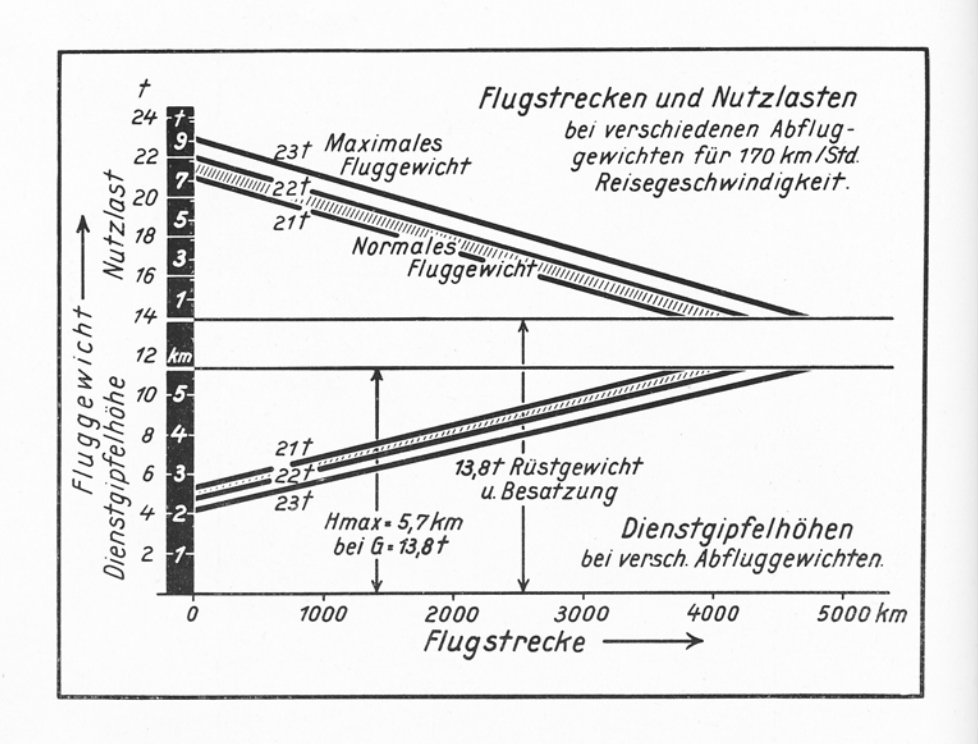


21. **Quergang im Flügelmittelstück mit dem Instrumentenbrett der Maschinenzentrale.**

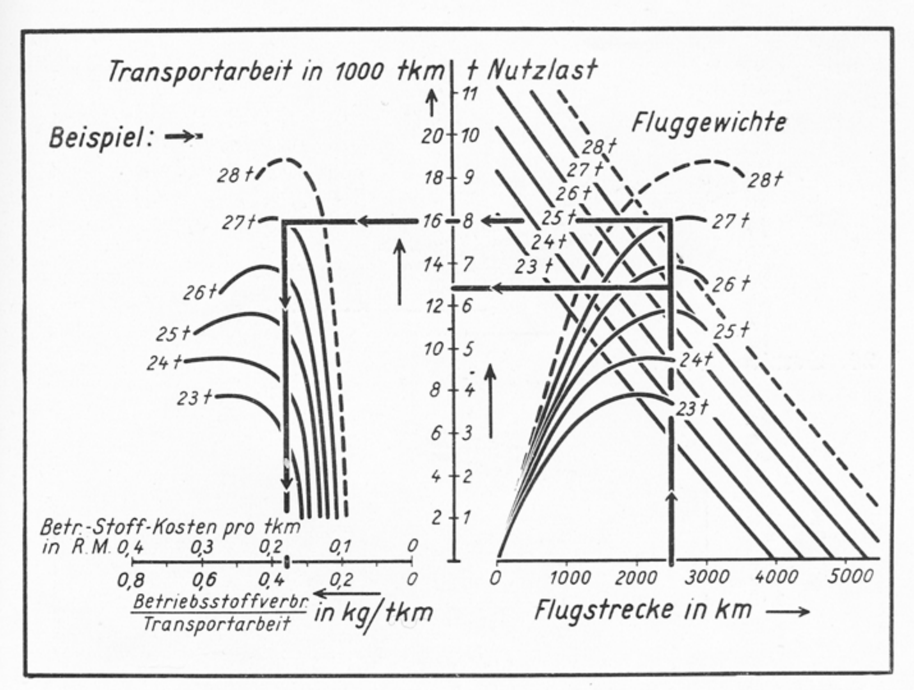


1. Borduhr.
2. Wasser-Thermometer.
3. Druckknopf für Signal.
4. Öl-Thermometer.
5. Öl-Manometer.
6. Benzin-Pumpen.
7. Brennstoffmanometer.
8. Uhren für die Sammeltanks.
9. Preßluftmanometer.
10. Drehzahlmesser.
11. u. 12. Automatische Feuerlöschanlage.
13. Öl-Kupplungs-Thermometer.
14. Schaltbatterie für Brandventile.
15. Schaltbatterie für Brennstoffschaltventile.
16. Zünd- und Anlaßschalter.
17. Hochspannungsumschalter.
18. Anlaßmagnet.
19. Einspritzpumpe.
20. Verteilerhähne für Einspritzbenzin und Anlaßpreßluft.
21. Preßluftanlaßventil.

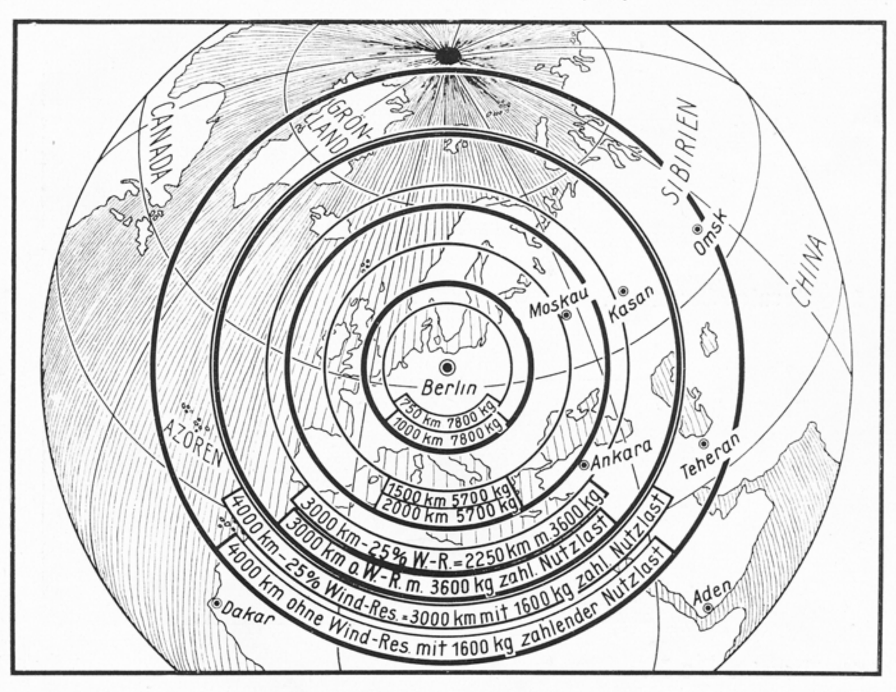
22. Schalt- und Meßinstrumente der Maschinenanlage.



23. Leistungsdaten der G 38 mit 2400 PS (2 Junkers-L 8- und 2 L 88-Motoren).



24. Transportarbeit und Betriebsstoffverbrauch der Junkers G 38 mit 3200 PS (4 Junkers-L 88-Motoren).



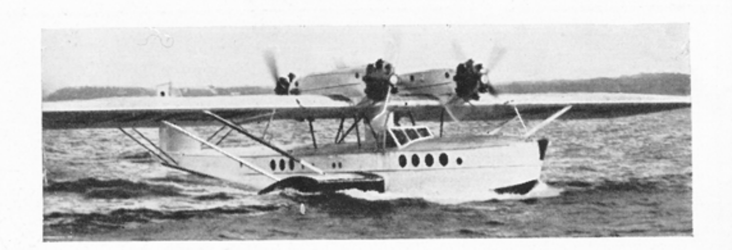
25. Reichweiten und Nutzlasten der Junkers G 38 mit 3200 PS (4 Junkers-L 88-Motoren).



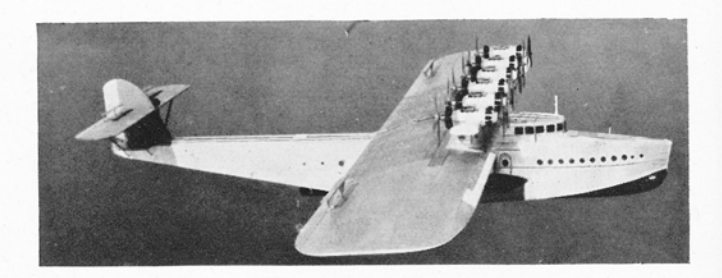
26. Dornier-Libelle.



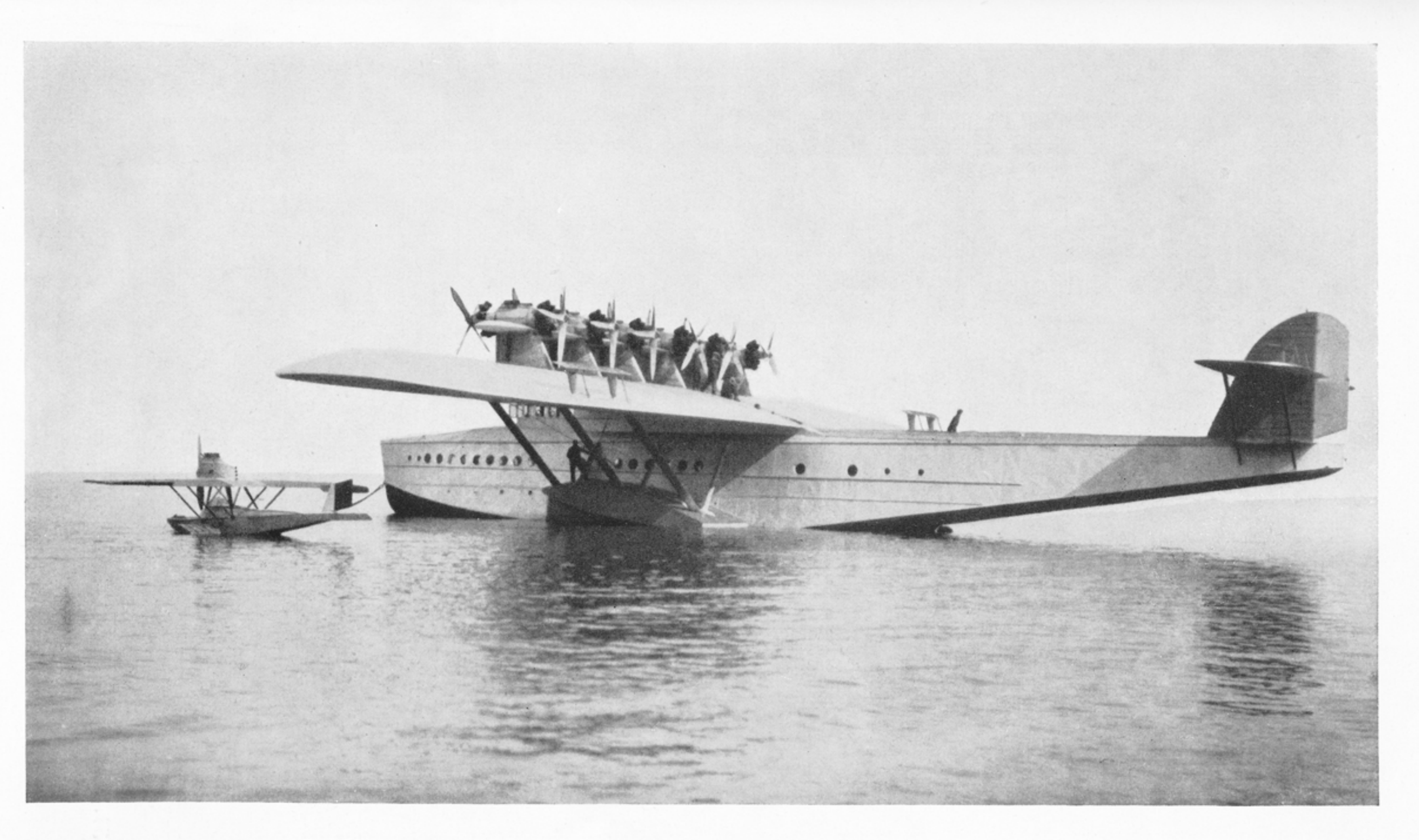
27. Dornier-Wal



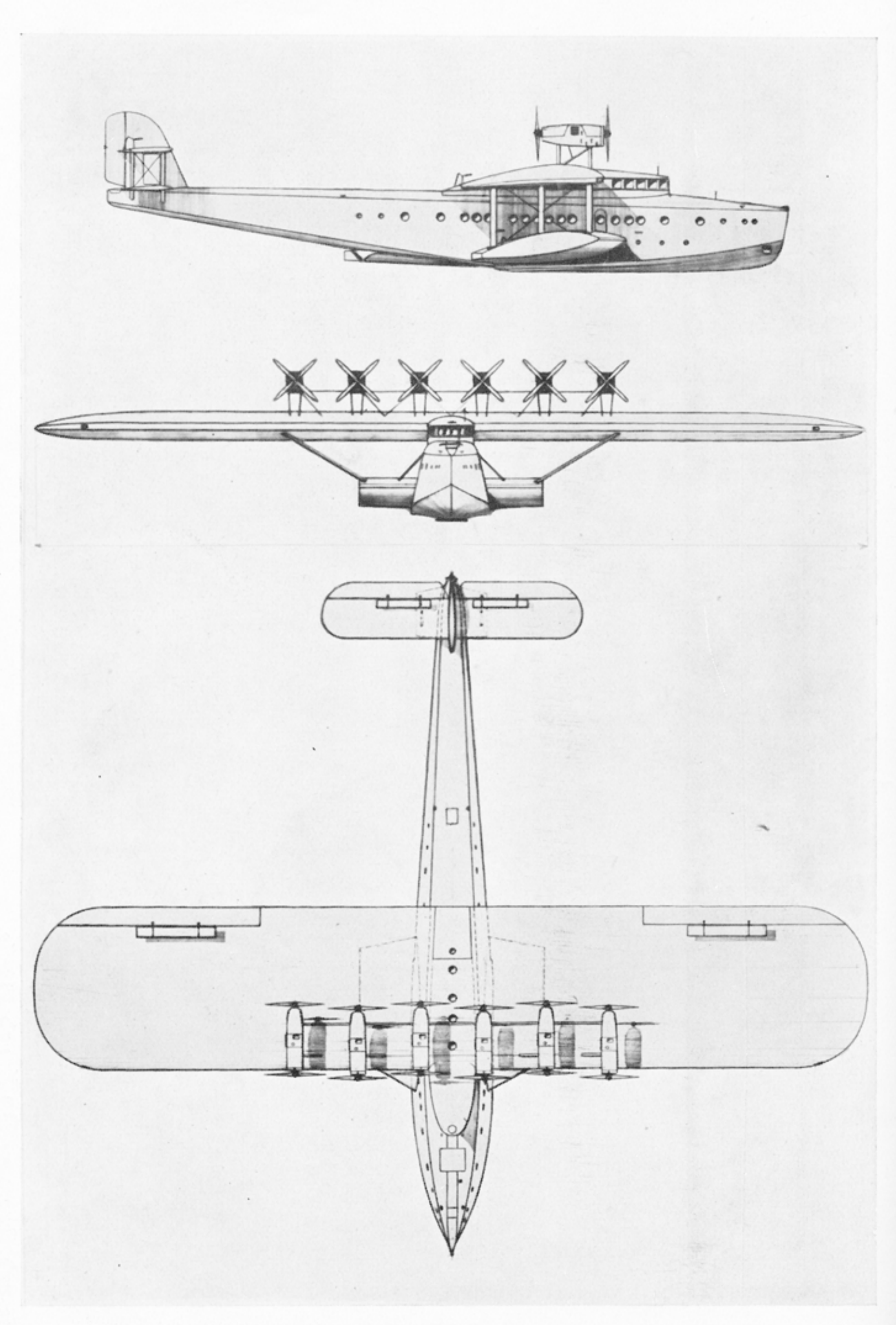
28. Dornier-Superwal.



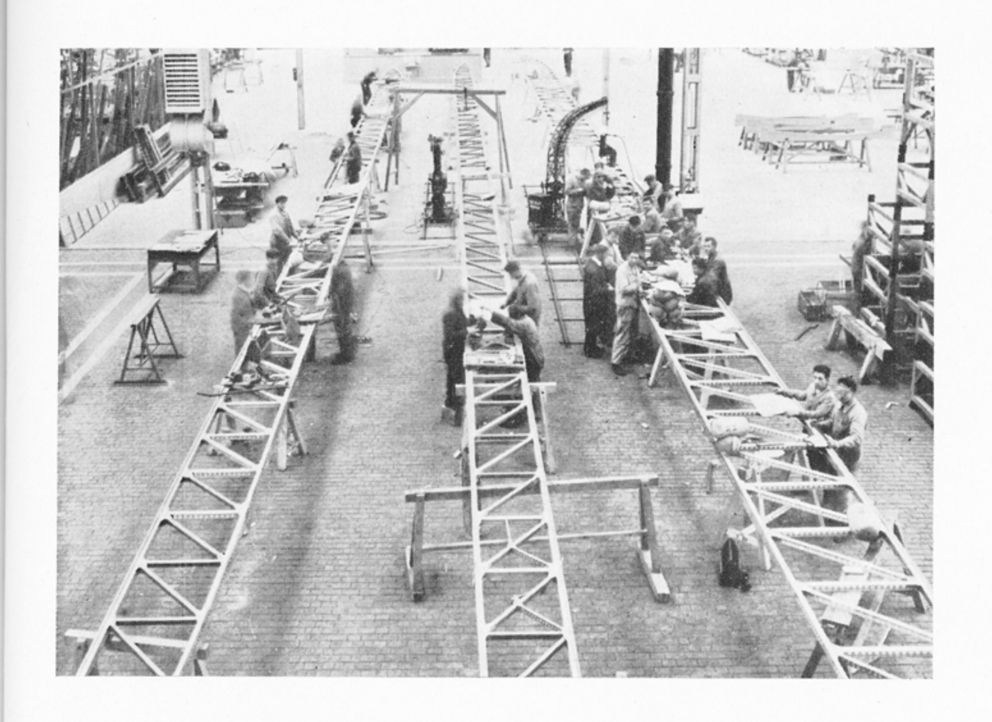
29. Dornier Do X.



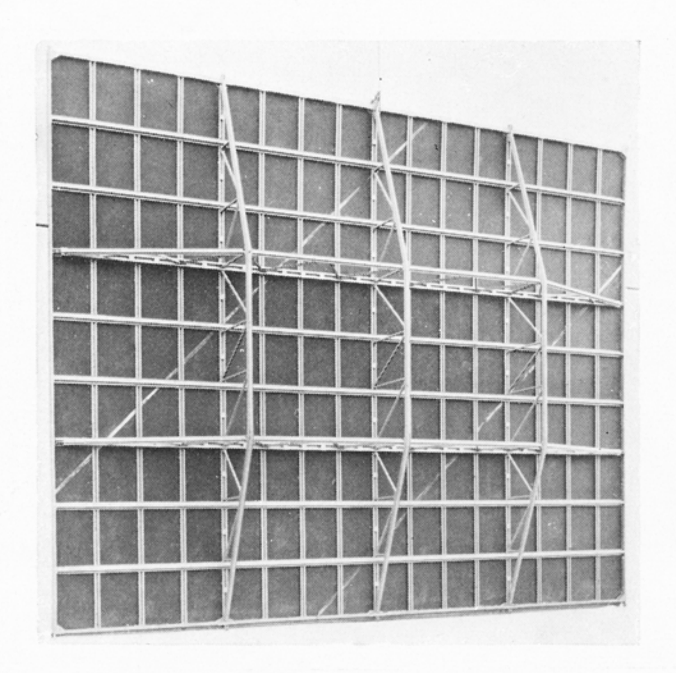
30. Riese und Zwerg — Do X und Libelle.



31. Übersichtsskizze des Dornier-Flugschiffes Do X.



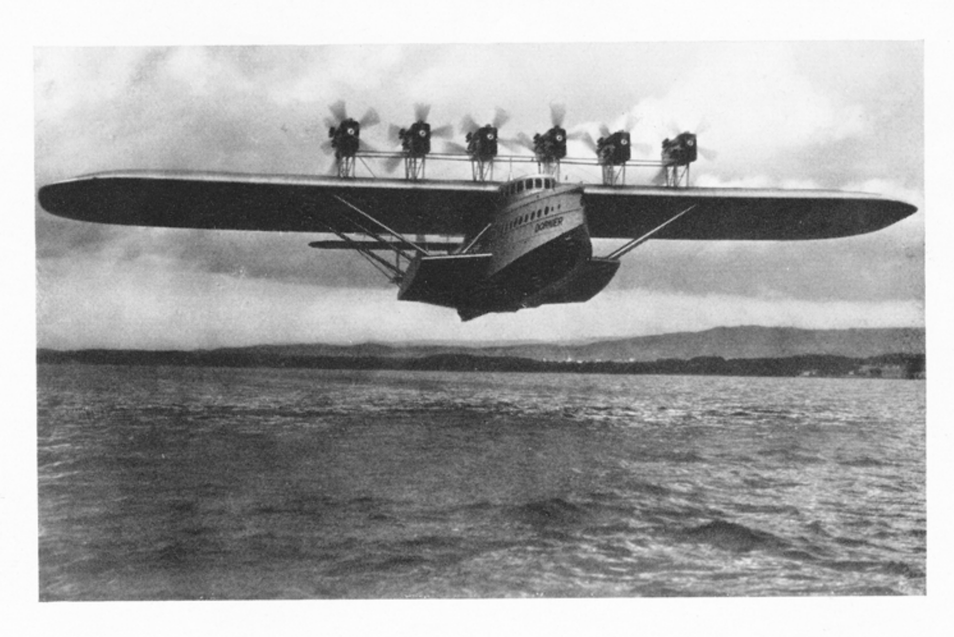
32. Ausnieten der Flügelholme für den Do X.



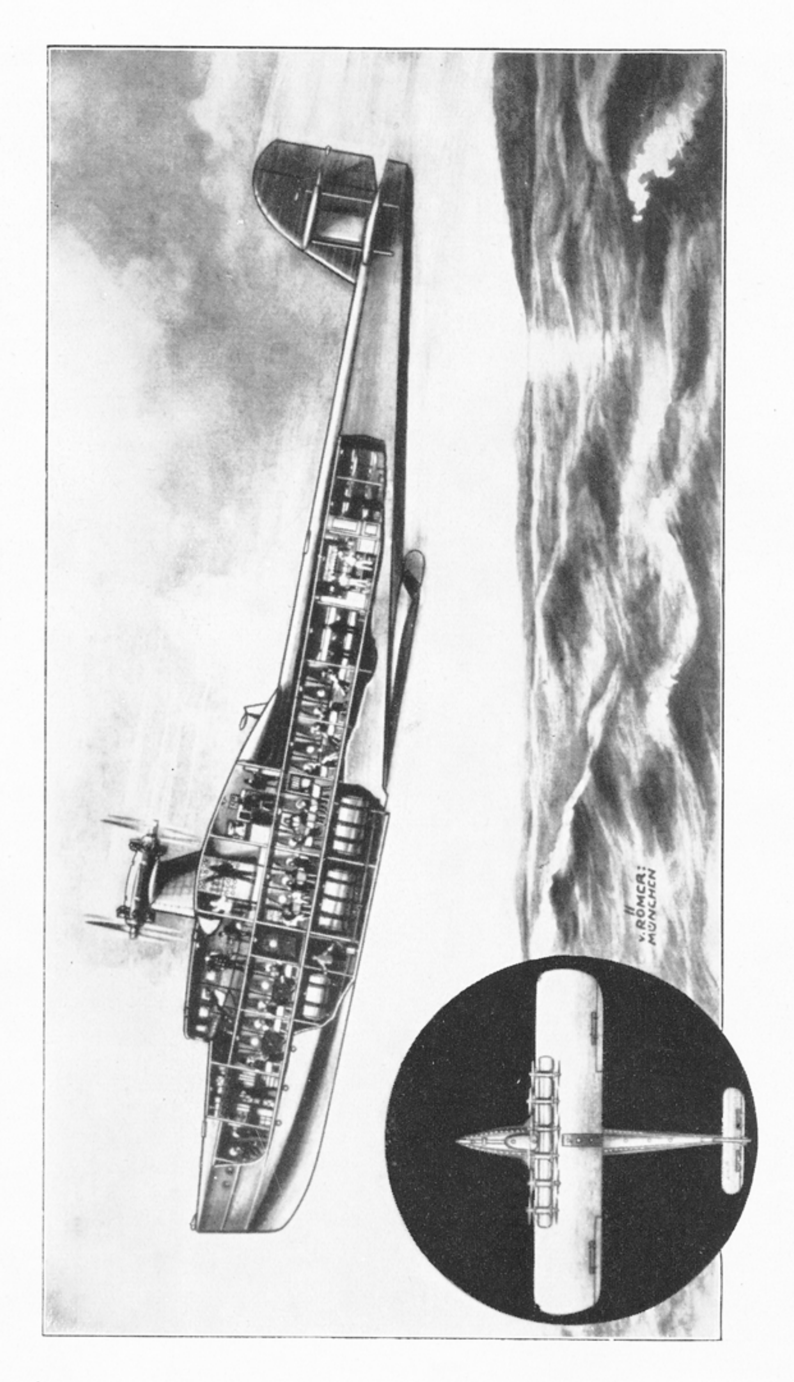
33. Gerippe eines Flügelhautfeldes.



34. Do X beim Start.



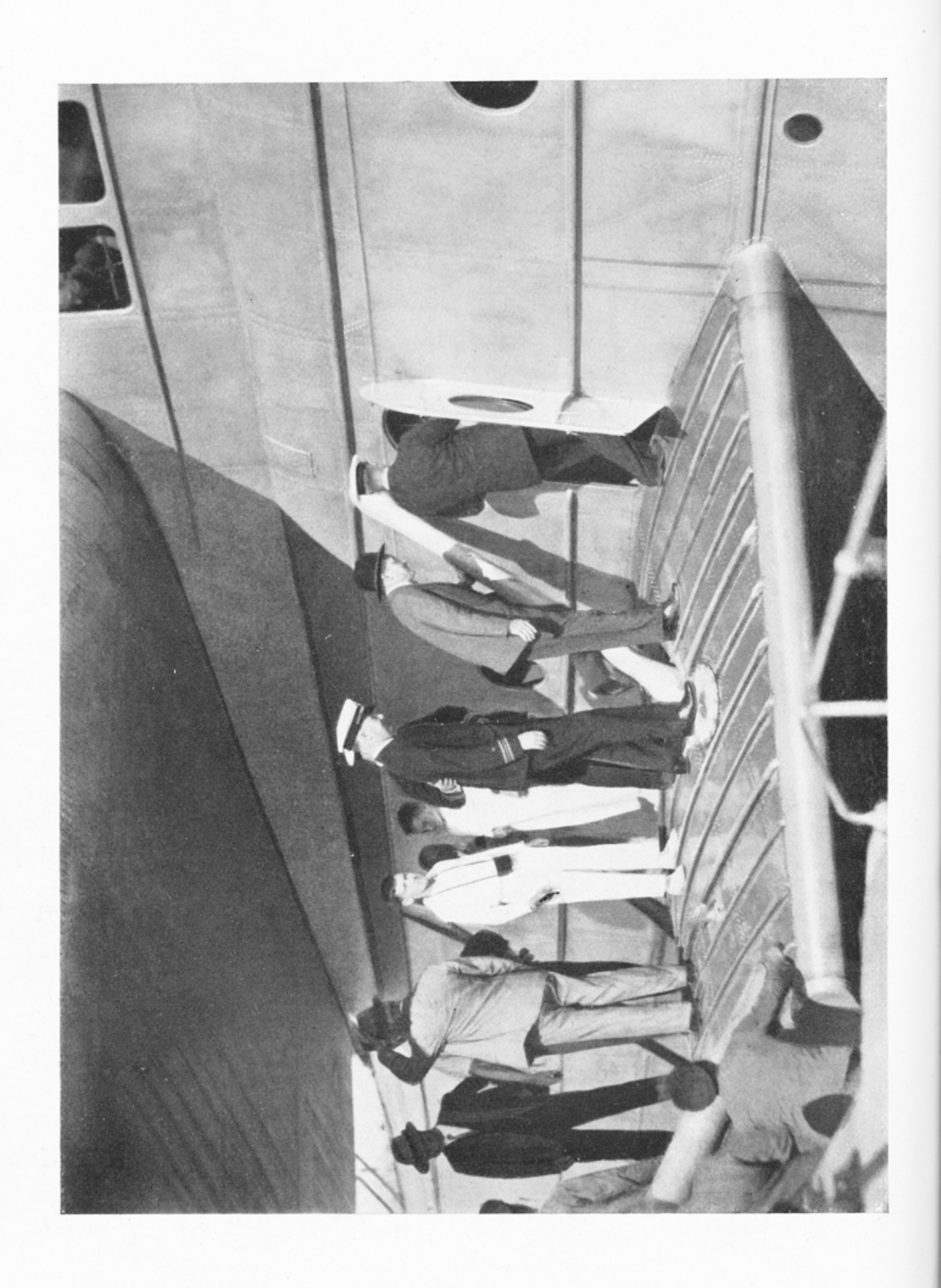
35. Do X hebt sich vom Wasser ab.



36. Schematischer Längsschnitt des Flugschiffes Do X.



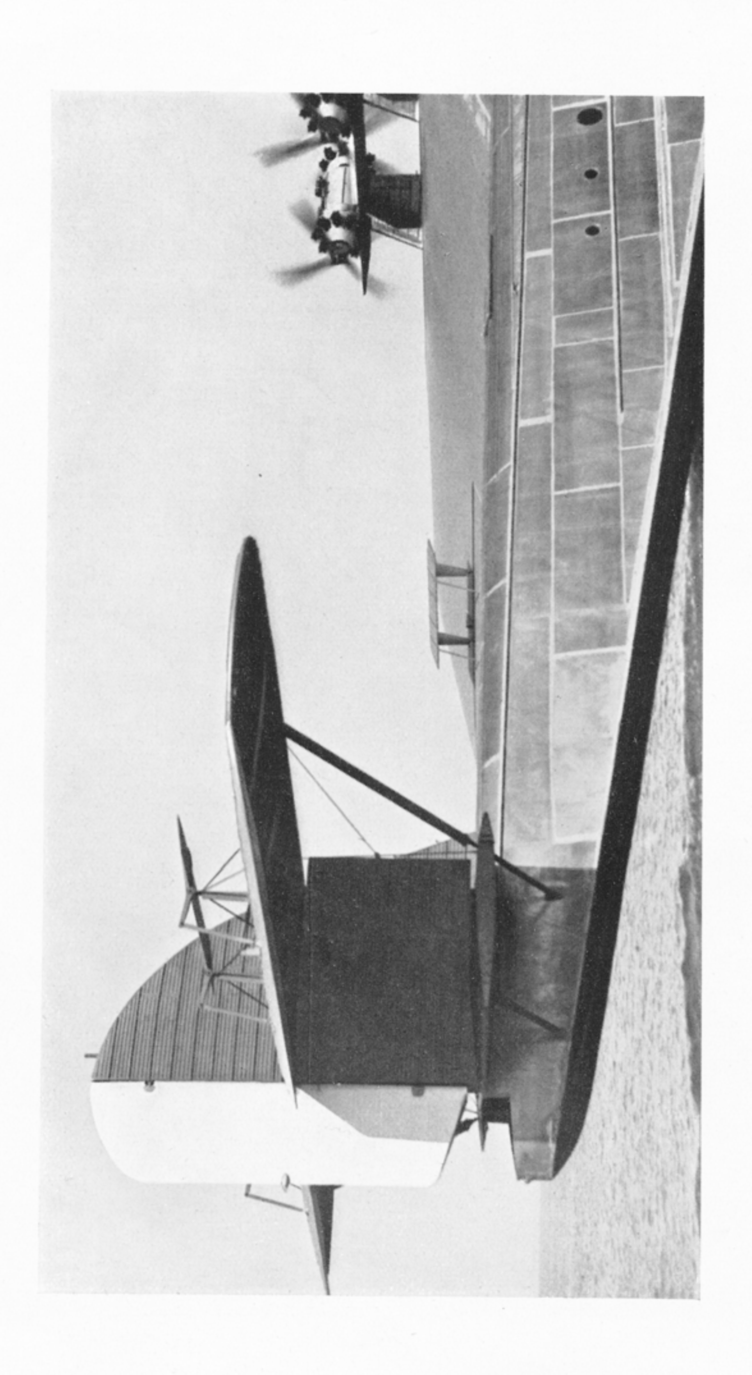
37. Passagierkabine im Mitteldeck.



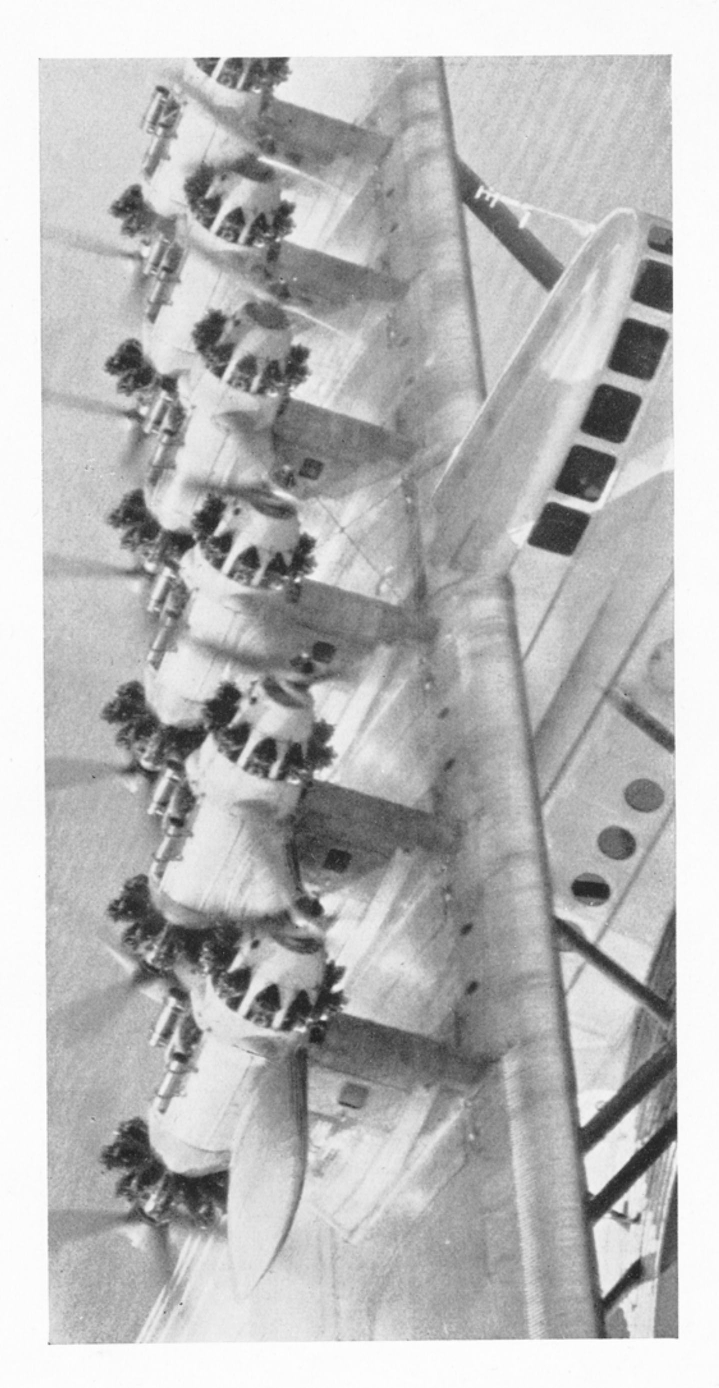
38. Der Einstieg in das Flugschiff.



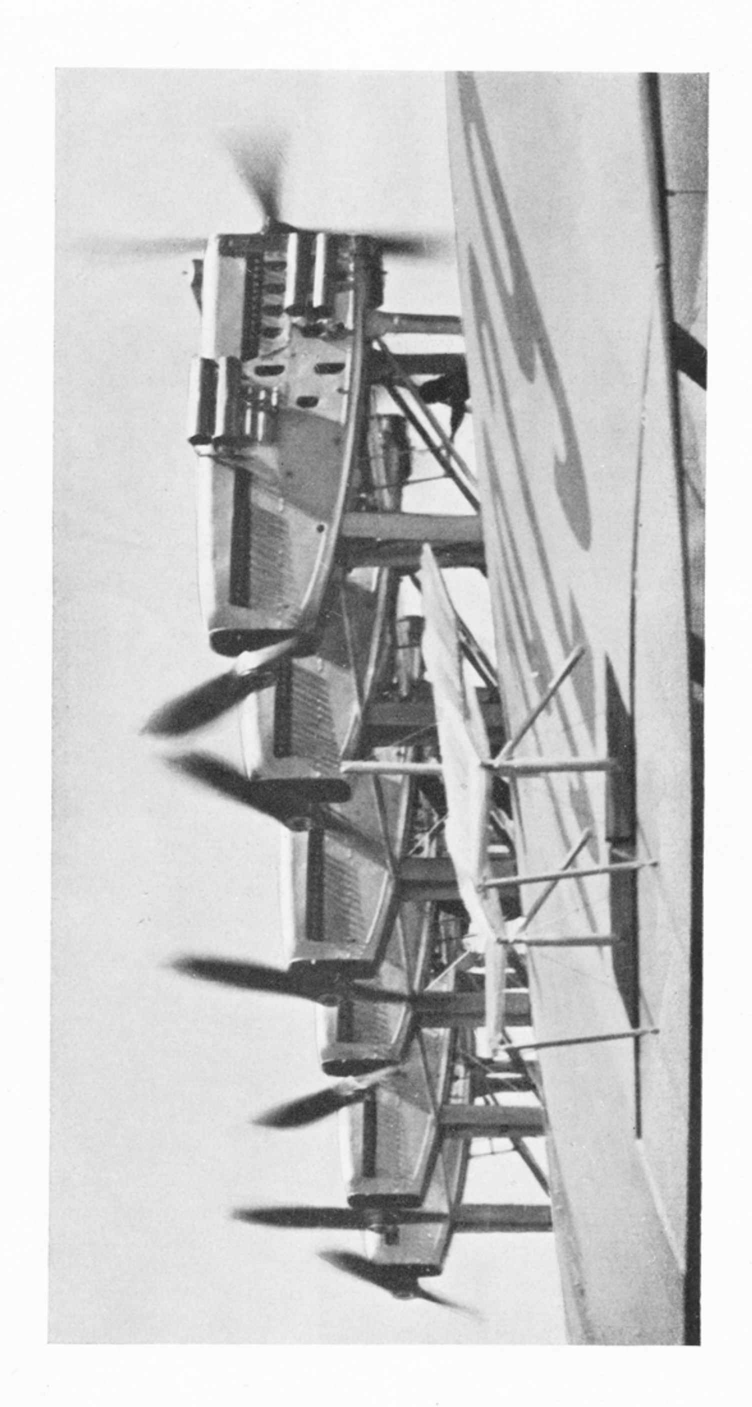
39. Das Leitwerk des Do X.



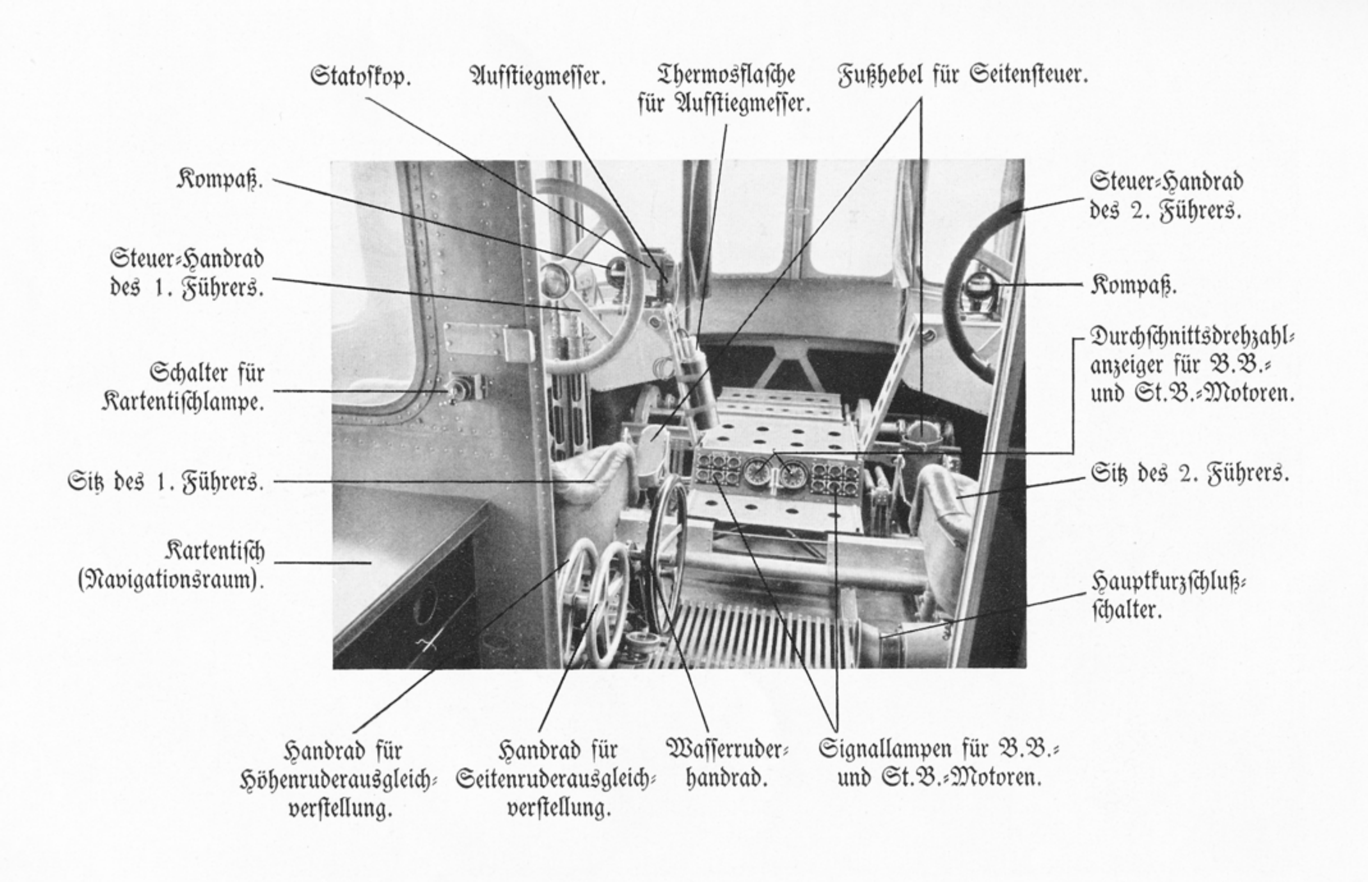
40. Das Heck des Do X.



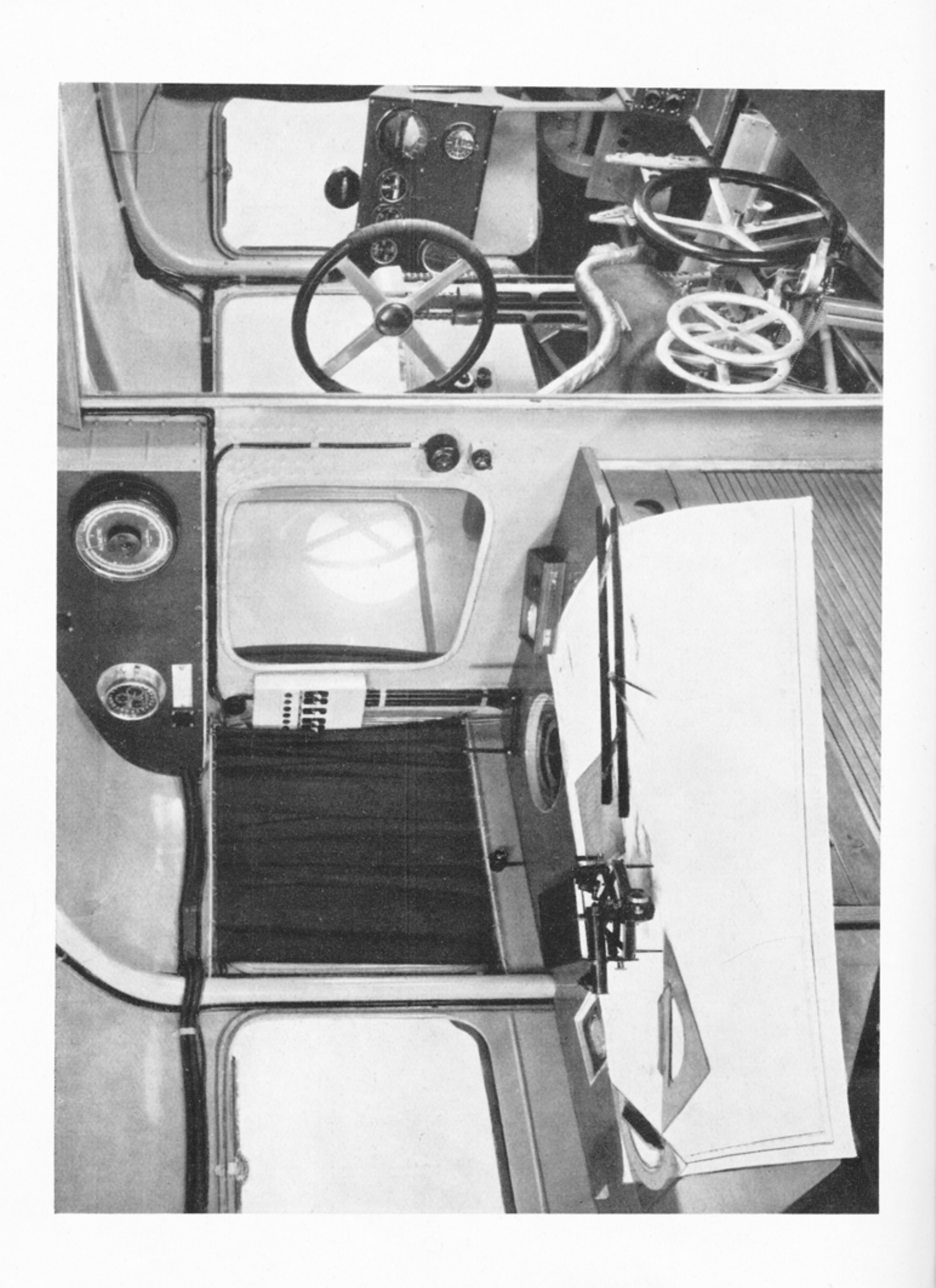
41. Die Tandemanordnung der luftgekühlten Sternmotoren.



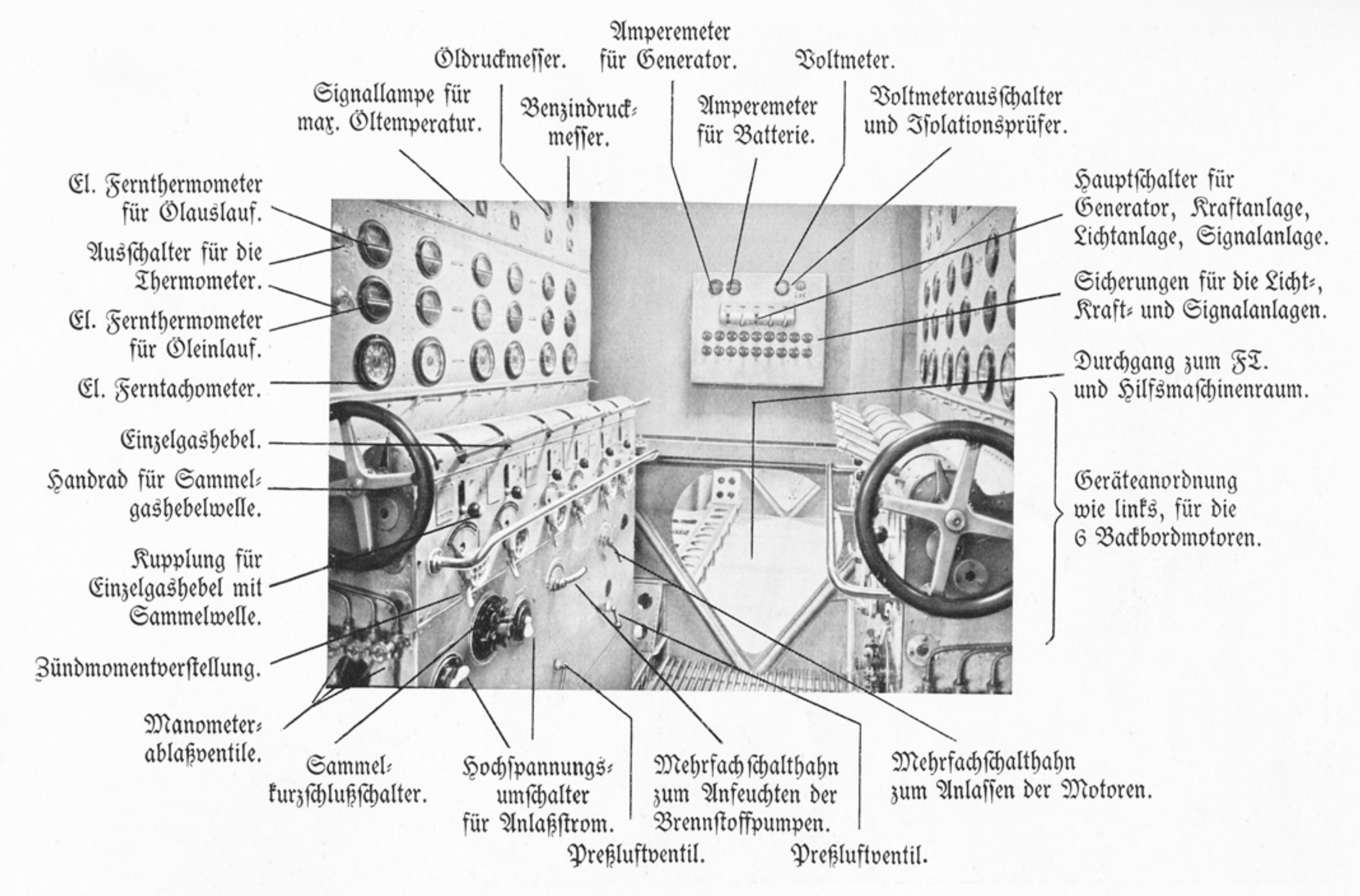
42. Die Tandemanordnung der wassergekühlten Motoren.



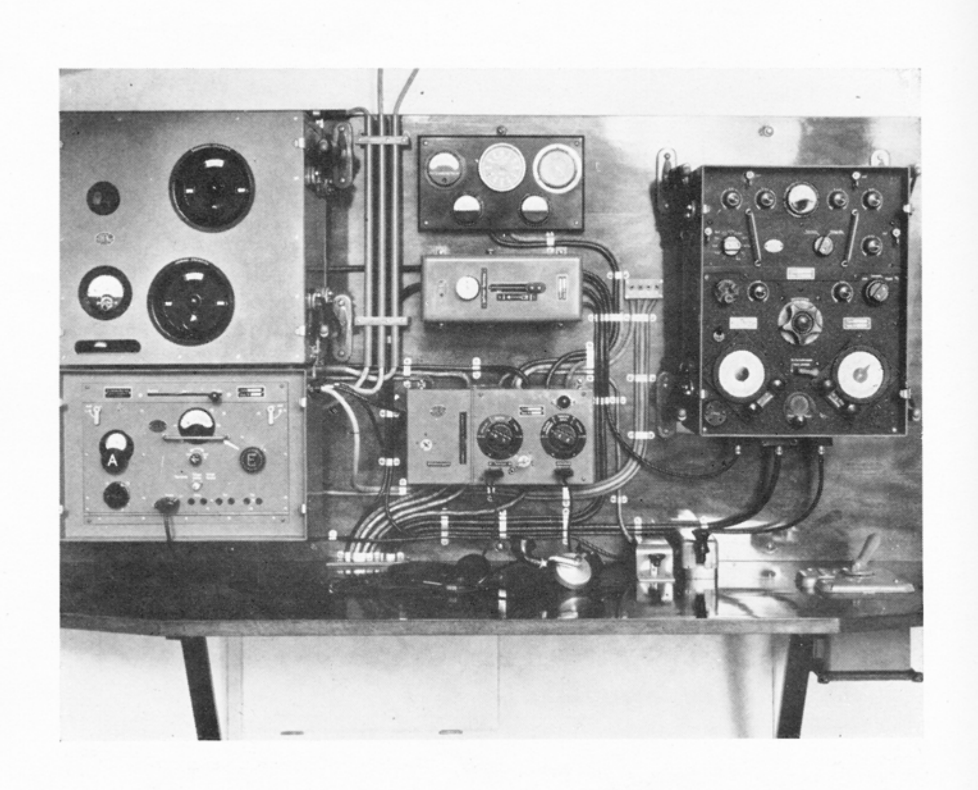
43. Der Führerraum des Do X.



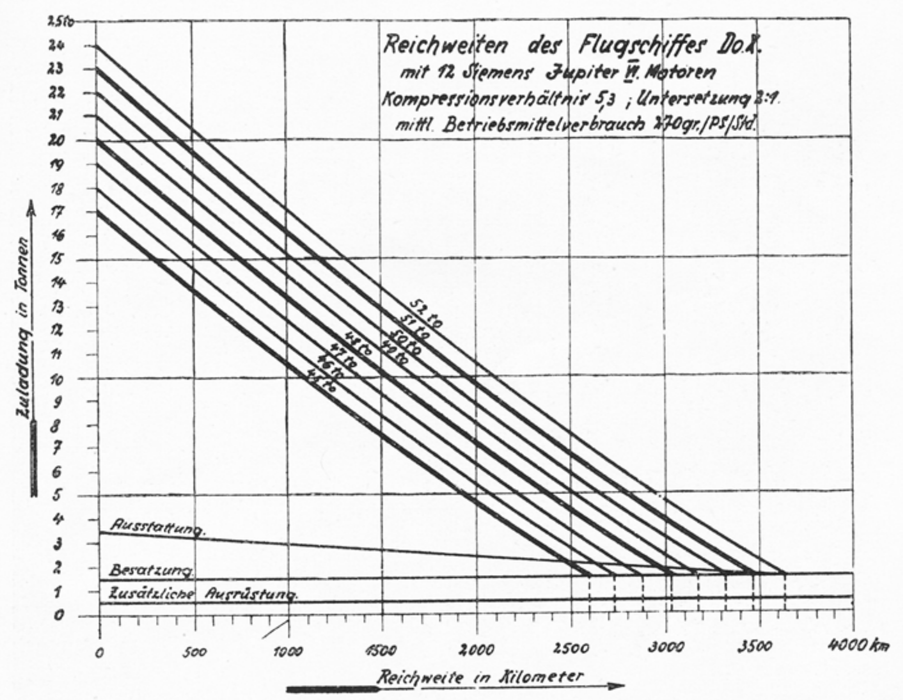
44. Der Navigationsraum des Do X.



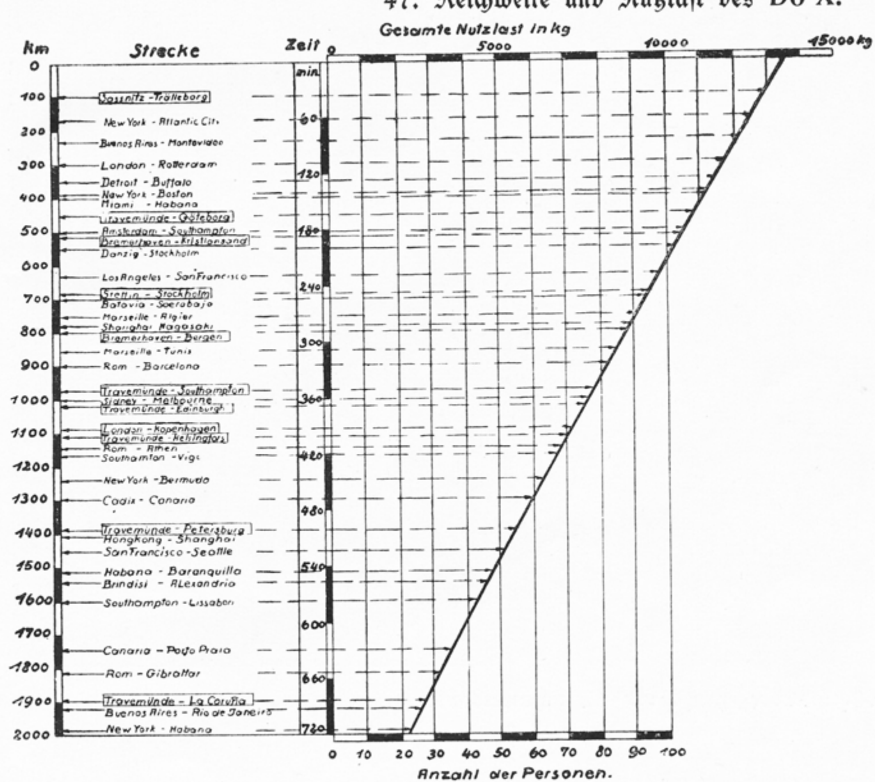
45. Die Maschinenzentrale des Do X.



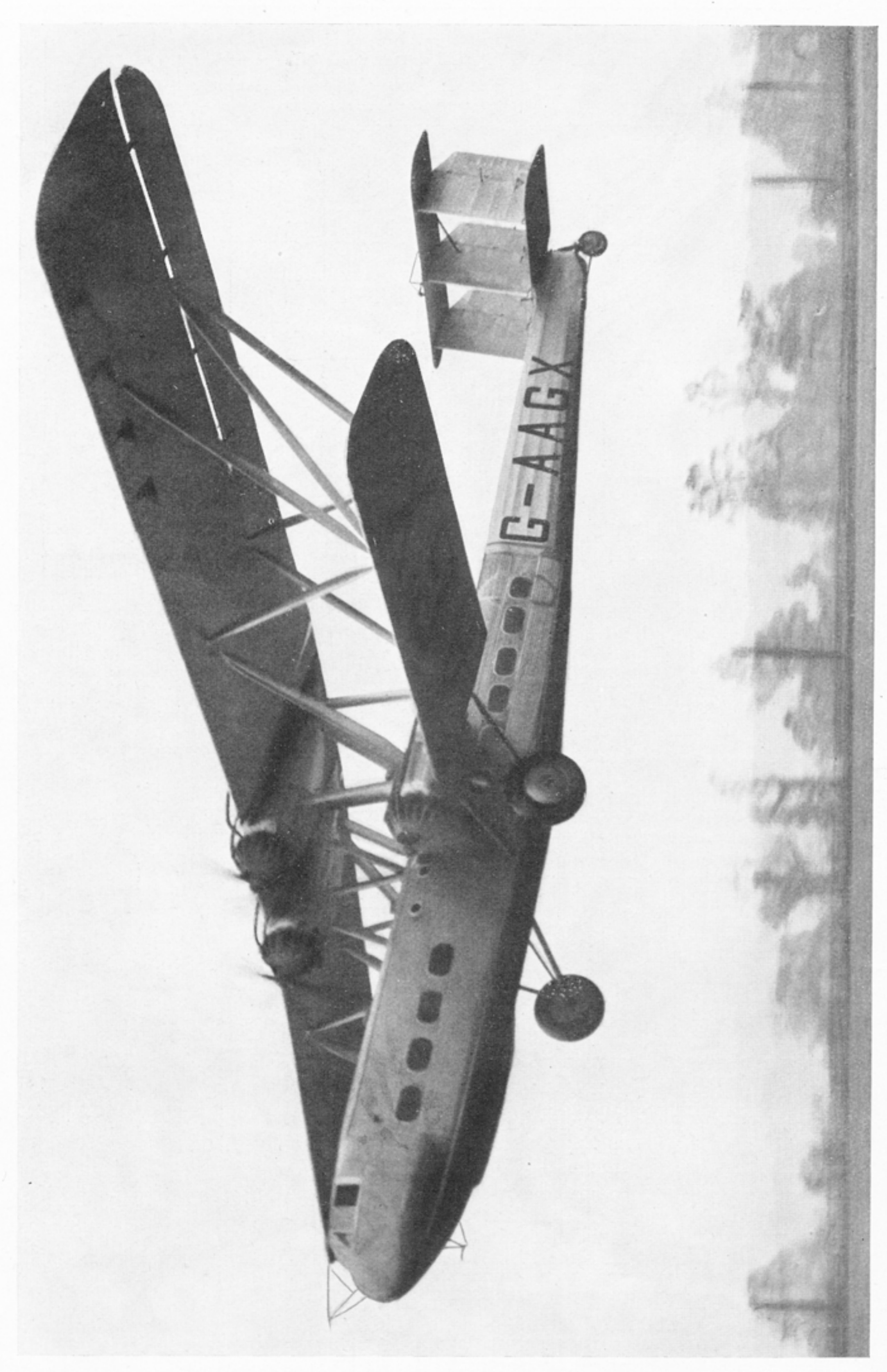
46. Die Funk-Anlage im Do X.



47. Reichweite und Nutzlast des Do X.



48. Einsatzmöglichkeiten des Flugschiffes Do X.



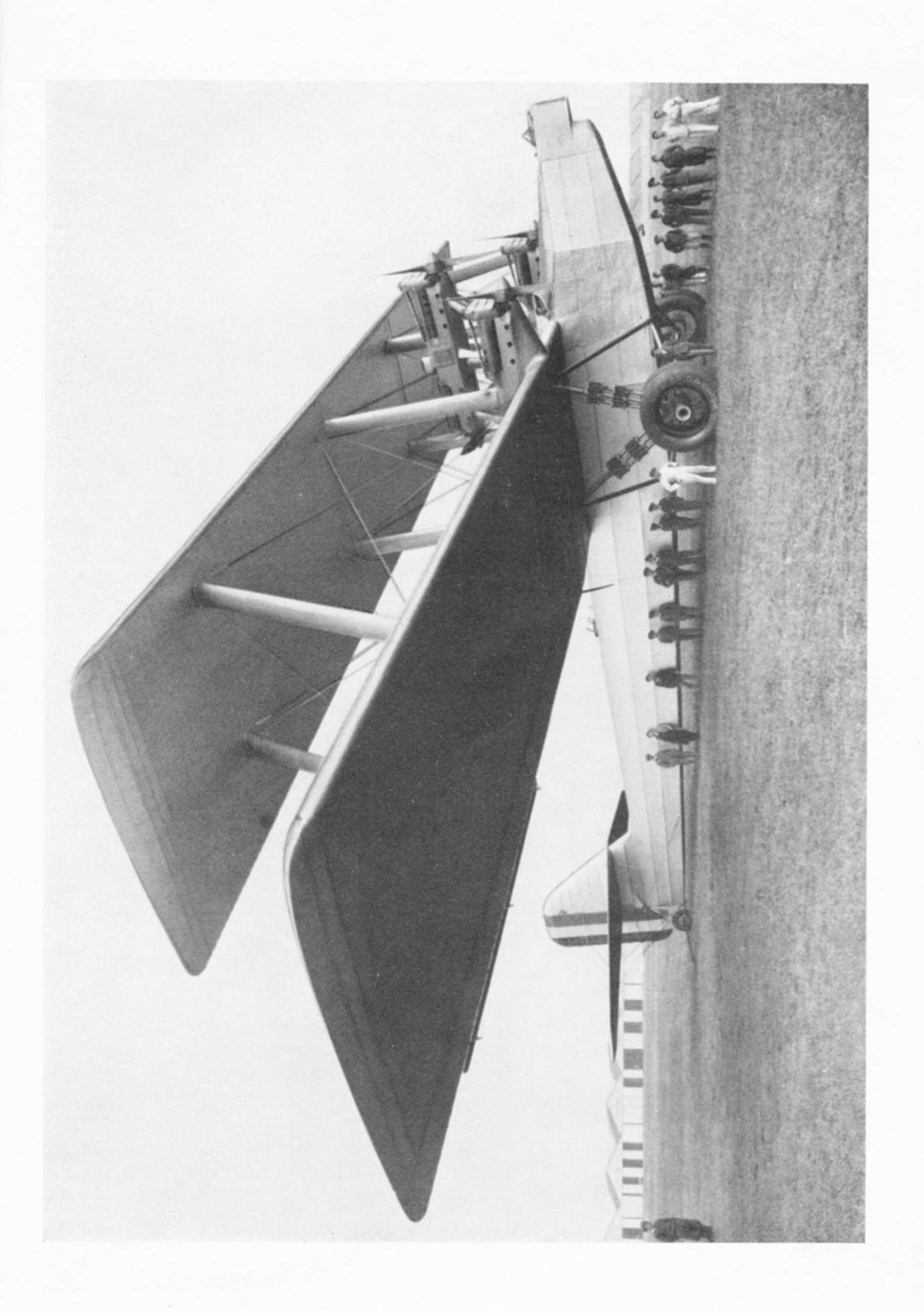
49. Handley-Page HP 42 „Hannibal“.



50. Short Brothers Flugboot „Kent“.



51. Société Aérienne Bordelaise „DB 70“.



52. Caproni Bombenflugzeug „90 PB“.



53. Fokker „F 32“.


Dipl.-Ing. Günther Bock, Großflugzeuge